

ПИОНЕРЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

ГАНСВИНДТ
ГОДДАРД
ЭСНО-ПЕЛЬТРИ
ОБЕРТ
ГОМАН

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ

А К А Д Е М И Я Н А У К С С С Р

СОВЕТСКОЕ НАЦИОНАЛЬНОЕ ОБЪЕДИНЕНИЕ ИСТОРИКОВ ЕСТЕСТВОЗНАНИЯ И ТЕХНИКИ

ИНСТИТУТ ИСТОРИИ ЕСТЕСТВОЗНАНИЯ И ТЕХНИКИ

ПИОНЕРЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

ГАНСВИНДТ
ГОДДАРД
ЭСНО-ПЕЛЬТРИ
ОБЕРТ
ГОМАН

ИЗБРАННЫЕ ТРУДЫ
(1891—1938)



ИЗДАТЕЛЬСТВО «НАУКА»
Москва 1977

В первых двух сборниках «Пионеры ракетной техники» были опубликованы избранные труды отечественных ученых и конструкторов в области ракетно-космической науки и техники. В настоящем, третьем сборнике содержится наиболее значительные работы зарубежных исследователей в этой области. Подавляющая часть статей впервые публикуется на русском языке.

Сборник представляет значительный интерес как для специалистов, так и для широкого круга научно-технической интеллигенции.

Редакторы-составители:
Т. М. МЕЛЬКУМОВ, В. Н. СОКОЛЬСКИЙ

Ответственный редактор
Т. М. МЕЛЬКУМОВ

П $\frac{31901-029}{055(02)-77}$ 763—76

ОТ РЕДАКЦИИ

Предлагаемый читателю сборник «Пионеры ракетной техники»—третий из этого цикла. В первом сборнике (1964) были помещены работы Н. И. Кибальчича, К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера и Ю. В. Кондратюка, во втором (1972) — В. П. Ветчинкина, В. П. Глушко, С. П. Королева и М. К. Тихонравова. Избранные труды выдающихся отечественных ученых — пионеров ракетно-космической техники, опубликованные в этих сборниках, убедительно показали глубину и богатство идей замечательных советских ученых, внесших основополагающий вклад в развитие космонавтики.

Третий сборник содержит труды зарубежных ученых — пионеров ракетно-космической науки и техники: Г. Гансвиндта, Р. Годдарда, Р. Эсно-Пельтри, Г. Оберта и В. Гомана. Выбор именно этих ученых и инженеров обусловлен тем, что они первыми из зарубежных исследователей стали разрабатывать научно-технические основы ракетно-космической науки и техники, основы проектирования ракетных летательных аппаратов, двигателей к ним и достигли результатов, заслуживающих самого пристального внимания.

Первым из зарубежных исследователей следует назвать **Германа Гансвиндта** (Hermann Ganswindt, 1856—1934). Этот талантливый немецкий изобретатель разрабатывал идею создания ракетного корабля для межпланетных путешествий практически почти одновременно с К. Э. Циолковским.

У Гансвиндта рано проявилась склонность к созданию механических устройств. Он создавал различного рода транспортные средства: велосипеды, самодвижущиеся экипажи, моторные лодки, проекты воздушных кораблей. В 1883 г. Гансвиндт получил патент на управляемый дирижабль. Работал он также над созданием геликоптера.

К сожалению, мы не располагаем достоверными сведениями о начале работ Гансвиндта над проблемой создания космического корабля. Первое из его известных выступлений по данному вопросу относится к 1891 г. В 1893 г. сведения о работах Гансвиндта над решением проблемы космического полета появились в печати, а в 1899 г. был полностью опубликован его доклад «О важнейших проблемах человечества», включенный в настоящий сборник.

Г. Гансвиндт не проводил серьезных теоретических и экспериментальных исследований в области ракет и ракетных двигателей, однако им был выдвинут ряд интересных идей, связанных с теорией космического полета. В материалах, публикуемых в данном сборнике, он рассматривал возможность полета человека в космическое пространство на ракетном летательном аппарате с твердотопливным двигателем. При этом он задумывался над проблемами управления полетом космического корабля, средствами обеспечения жизнедеятельности его экипажа, возможностью сокращения количества энергии, необходимого для осуществления космического полета, а также над тем, что могут дать человечеству полеты к другим небесным телам.

В ряде источников указывается также, что впоследствии Гансвиндт выдвинул еще ряд интересных предложений — геликоптерный старт космического корабля, вращение корабля для создания искусственной тяжести, устройство промежуточных межпланетных баз. Однако в XIX в. эти предложения Гансвиндта не были опубликованы и, по-видимому, относятся к более позднему времени.

Роберт Годдард (Robert H. Goddard, 1882—1945) — американский пионер ракетно-космической техники.

В 1904 г. Годдард закончил высшую школу в г. Вустере (штат Массачусетс), в 1904—1908 гг. учился там же в политехническом институте, затем в Университете Кларка и одновременно преподавал физику, сначала в институте, потом в колледже. В 1911 г. получил степень доктора философии. В 1912—1913 гг. работал в Принстонском университете, а затем вернулся в Университет Кларка, где работал (с перерывами) вплоть до 1942 г. (с 1920 г.— профессор).

Проблемой полета в космическое пространство Годдард начал интересоваться в юности — в 1899 г. В 1901 г. он написал небольшую статью «Перемещение в космосе», где анализировал возможность запуска снаряда в космос с помощью пушки, а также метеорную опасность в полете. В 1906 г. Годдард начал исследовать возможность использования для движения в космосе реакции заряженных частиц. В октябре 1907 г. написал работу «О возможности перемещения в межпланетном пространстве», где, в частности, размышлял о средствах поддержания жизни в космосе, метеорной опасности и борьбе с ней, реактивном способе движения на энергии пороха, анализировал возможность применения энергии распада атома.

В 1909 г. Годдард впервые записал свои соображения и расчеты по проблемам использования ракеты для космических полетов и применения для этой цели различных видов топлив, в том числе жидких.

Интересы Годдарда на ранней стадии деятельности были весьма разнообразными. Так, в его записях, которые он, начиная с 1906 г., вел регулярно, содержатся такие идеи, как использова-

ние для полета магнитного поля Земли; создание реактивной тяги для движения аппарата в космосе за счет электростатического эффекта (с нейтрализацией потока ионов за космическим аппаратом); проведение фотосъемки Луны и Марса с облетных траекторий; посылка заряда осветительного пороха на поверхность Луны с помощью ракеты с целью доказательства ее возможностей; производство на Луне кислорода и водорода для использования в качестве ракетного топлива и др. Многие из этих идей позже были осуществлены на практике, что говорит о большом творческом даровании Годдарда (всего на его имя зарегистрировано 214 патентов) и его способности к инженерному предвидению.

В 1912—1913 гг. Годдард разрабатывал теорию движения ракеты, а с 1915 г. занимался стендовыми экспериментами с твердотопливными ракетами, определяя их эффективность при различных конфигурациях, размерах и видах топлива. В 1915 г. он провел сложный опыт по доказательству существования (и отсутствия уменьшения) тяги ракетного двигателя в вакууме. В июле 1914 г. Годдард получил патенты США на конструкцию составной ракеты с коническими соплами и ракеты с непрерывным горением в двух вариантах — с последовательной подачей в камеру сгорания пороховых зарядов и с насосной подачей в камеру двухкомпонентного жидкого топлива. В самих по себе этих идеях исторический приоритет Годдарду не принадлежит — жидкостную ракету для космических полетов и вывод уравнения движения ракеты, как известно, раньше его (в 1903 г.) предложил К. Э. Циолковский.

В январе 1920 г. была издана фундаментальная работа Годдарда «Метод достижения предельных высот». В нее вошли результаты теоретических и экспериментальных ракетных исследований, выполненных в основном в 1912—1916 гг. Эту работу по праву следует отнести к числу классических в истории ракетно-космической науки и техники.

Начиная с 1917 г., Годдард занимался конструкторскими разработками в области твердотопливных ракет различного типа, и в том числе многозарядной ракеты импульсного горения (идея такой ракеты, как известно, принадлежит Н. И. Кибальчичу, 1881). Испытания этой ракеты, проведенные в ноябре 1918 г., были не слишком удачными, но Годдард в течение еще почти трех лет пытался создать работоспособную конструкцию. Большой интерес представляют его доклады по проблемам космической техники, написанные в 1920, 1923, 1924 и 1929 гг.

В 1921 г. Годдард решил перейти к экспериментам с жидкостно-ракетными двигателями (ЖРД), используя в качестве окислителя жидкий кислород, а в качестве горючего различные углеводороды (в своих теоретических работах он ранее не раз отмечал преимущества ЖРД). Первый запуск ЖРД на стенде состоялся в марте 1922 г.

Неудачи с созданием небольшой ракеты с насосной подачей топлива заставили Годдарда перейти к конструированию простейшей ракеты с вытеснительной системой подачи (топливо — жидкий кислород и бензин). Впервые успешный полет такой ракеты — первой в мире на жидком топливе — состоялся 16 марта 1926 г. в местечке Обурне (штат Массачусетс). Ракета со стартовым весом 4,2 кг достигла высоты 12,5 м и пролетела 56 м. В июне 1929 г. Годдард впервые осуществил запуск ракеты с приборами и фотокамерой на борту. Ракета со стартовым весом 25,7 кг достигла высоты 28 м, и приборы после приземления оказались неповрежденными. После этого события Годдард, получив крупную финансовую помощь фонда Гуггенхеймов, оборудовал небольшой полигон с мастерской близ Розуэлла (штат Нью-Мексико).

В декабре 1930 г. ракета Годдарда со стартовым весом около 21 кг и длиной 3,4 м (наддув баков — сжатым кислородом) достигла высоты около 600 м и развила скорость около 800 км/ч.

В дальнейшем Годдард много внимания уделял вопросу стабилизации ракеты на вертикальной траектории. Проведя исследование по различным видам управляющих устройств, он остановился на идее использования гироскопически управляемых рулей, помещенных в потоке истекающих газов (позже Годдард добавил к ним также аэродинамические рули).

Как известно, идея газовых рулей для управления полетом ракеты впервые была выдвинута К. Э. Циолковским в начале XX в., Годдард же был первым, кто осуществил ее на практике.

Первый полет ракеты с гироскопически управляемыми рулями состоялся 19 апреля 1932 г. В марте 1935 г. ракета достигла высоты около 1,5 км при дальности 4 км. Вес ее составлял около 60 кг. В мае того же года Годдарду удалось достичь высоты 2,3 км при хорошей стабилизации ракеты. Максимальный подъем ракет Годдарда около 2,8 км (март 1937 г.).

С 1938 г., исчерпав, как ему казалось, возможности ракет с вытеснительной системой подачи, Годдард перешел к разработке ракеты с турбонасосной системой. Он создал весьма совершенную турбину, газогенератор и центробежные насосы, но не достиг успеха в запуске с ними ракеты.

С началом второй мировой войны Годдард вновь пытался привлечь к своим разработкам внимание военных кругов. Только в 1942 г. он был взят на службу в ВМС США, где вплоть до своей смерти в 1945 г. руководил созданием ЖРД для ускорительных систем самолетов, занимая пост руководителя исследований в Бюро аэронавтики.

Робер Эсно-Пельтри (Rober Esnault-Pelterie, 1881—1957) — французский ученый, инженер и изобретатель, один из пионеров ракетно-космической науки и техники.

Получив широкое образование в области естественных и точных наук, Эсно-Пельтри в начале своей творческой деятельности разделил общее увлечение своих современников проблемами авиа-

ции. В 1906—1907 гг. он спроектировал и построил один из первых монопланов и первый в мире моноплан из трубчатой металлоконструкции, снабженный оригинальным легким авиадвигателем, за разработку которого в 1908 г. был награжден золотой медалью Общества гражданских инженеров Франции. Одним из первых получив официальное удостоверение летчика, Эсно-Пельтри пилотировал самолеты собственной конструкции, на которых в период 1908—1912 гг. был установлен ряд мировых рекордов и достижений.

Р. Эсно-Пельтри — автор большого количества оригинальных разработок в области авиационной техники, один из организаторов французской авиапромышленности и первых международных авиационных выставок. С 1913 г. он занимал ряд ответственных постов в различных научно-технических организациях, в том числе пост председателя авиационной комиссии аэроклуба Франции. Плодотворная научно-практическая и организационно-пропагандистская деятельность в области авиации снискали Эсно-Пельтри широкую известность и признание.

Еще в пору своего сильного увлечения проблемами авиации Эсно-Пельтри задумывался над вопросами движения вне опорной среды. Результаты исследований в этом направлении в ноябре 1912 г. он доложил Французскому физическому обществу, а в следующем году в периодическом издании общества был опубликован текст этого доклада под заголовком «Соображения о результатах неограниченного уменьшения веса моторов».

В этой работе, впервые познакомившей западноевропейскую научную общественность с теоретическими проблемами космонавтики, Эсно-Пельтри аналитически исследовал движение летательного аппарата переменной массы под действием постоянной силы, рассмотрел при упрощающих допущениях различные этапы полета Земля — Луна — Земля, а также указал на техническую осуществимость маневрирования ракеты по траектории при помощи вспомогательных «рулевых двигателей». Эсно-Пельтри указал на особую перспективность использования в двигательных установках космических ракет энергии внутриатомного распада. Весьма примечательно, что, выделив в ряду наиболее важных проблем осуществления космического полета проблему энергетики, Эсно-Пельтри в качестве одного из моментов, способствовавших ее разрешению, указал на целесообразность использования атмосферы на начальном и конечном этапах полета.

В 1913 г. Эсно-Пельтри обратился к решению ряда прикладных проблем механики и физики. В 20-х годах он возобновил исследования по ракетно-космической проблематике и в июне 1927 г. на сессии Французского астрономического общества сделал доклад на тему «Исследование верхних слоев атмосферы при помощи ракеты и возможность межпланетных путешествий». В следующем году эта работа (под тем же названием) была опубликована в периодическом издании общества.

Существенно отличаясь от предыдущей публикации (1913 г.) по широте рассмотренных вопросов и уровню их теоретической разработки, работа 1928 г. явилась одним из наиболее серьезных теоретических исследований по космонавтике конца 20-х годов, несмотря на то, что к этому времени «космическая» проблематика стала объектом исследования ряда ученых, а библиография по ней насчитывала десятки публикаций различного характера.

В 1928 г. усилиями Эсно-Пельтри и его немногочисленных единомышленников была создана комиссия по астронавтике при Французском астрономическом обществе, а в феврале того же года Эсно-Пельтри совместно с Андре-Луи Гиршем учредил международную премию по астронавтике, которая присуждалась до 1939 г. за наиболее оригинальные теоретические и экспериментальные работы по астронавтике и проблемам, содействовавшим ее дальнейшему развитию.

Эсно-Пельтри одним из первых оценил возможности военного применения ракет. В докладе генералу Феррье, имевшему многочисленные связи с военными кругами Франции, Эсно-Пельтри изложил свои взгляды на особую значимость использования жидкотопливных ракет в военных целях. Примечательно, что в этой работе, помимо конкретных положений тактического характера, которые не во многом отличаются от современных, Эсно-Пельтри на профессиональном уровне рассмотрел совокупность узловых вопросов проектирования траекторий баллистических ракет с дальностью полета 600 км.

В эти же годы Эсно-Пельтри занимался разработкой проблем динамики полета баллистических ракет дальнего радиуса действия, проводил теоретические исследования внутрикамерных процессов ракетного двигателя, углублял проработку вопросов выбора ракетного топлива и оптимизации режимов работы двигателя. В 1930 г., дополнив работу 1928 г. результатами этих исследований, он опубликовал обобщающую работу под названием «Астронавтика». В совокупности со второй частью этой работы, вышедшей под тем же названием в 1935 г., этот труд представлял собой изложение главных проблем теоретической космонавтики. Автором были рассмотрены наиболее важные физико-технические проблемы осуществления космических полетов, причем проблема сверхдальних межзвездных перелетов рассмотрена с учетом основных положений теории относительности. По понятным соображениям в работе 30-х годов не нашли отражения те вопросы, освещение которых Эсно-Пельтри считал в открытой печати преждевременным, исходя из возможности их использования в военных разработках. По этой причине, к сожалению, долгое время не были известны исследования ученого по динамике полета ракет в сопротивляющейся среде, изложенные в докладе генералу Феррье.

В 1930 г. Эсно-Пельтри проводил эксперименты по определению оптимального соотношения компонентов различных топлив,

в том числе и криогенных, а в 1932 г. приступил к постройке ракетного двигателя на криогенном топливе, экспериментально-доводочные работы по которому успешно завершились в 1937 г. Двигатель, развивавший тягу свыше 100 кг в течение 60 с, был одобрен официальными представителями, но финансовой поддержки Эсно-Пельтри не получил и был вынужден прекратить практические исследования.

Многолетняя плодотворная деятельность Эсно-Пельтри в различных отраслях научно-технических знаний была отмечена в 1936 г. избранием его в действительные члены Французской академии наук. После второй мировой войны Эсно-Пельтри переехал в Швейцарию, посвятив себя разработке различных вопросов прикладной механики, теории относительности и атомной энергетики.

Герман Оберт (Hermann Oberth, родился в 1894 г.в Румынии) — немецкий ученый и экспериментатор в области ракетной техники, один из пионеров теоретической космонавтики.

С 1912 г. Оберт изучал медицину в Мюнхене, а затем учился в университетах Геттингена, Гейдельберга, Мюнхена и Клаузенбурга, изучая физику и астрономию.

Вопросом о возможности осуществления космического полета Оберт начал интересоваться в 1907—1909 гг. под влиянием научно-фантастической литературы. К 1909 г. относится его первое предложение о создании ракетного летательного аппарата с двигателем на твердом топливе. В 1912 г. Оберт рассмотрел ракету на жидком топливе, при этом в качестве горючего предлагал использовать спирт, в качестве окислителя — жидкий кислород, а к 1918 г. относится его первое предложение о создании двухступенчатой ракеты.

Уже первая книга Оберта «Ракета в космическое пространство» (1923) убедительно продемонстрировала широту и глубину его теоретических исследований. В ней рассмотрены основные уравнения движения ракеты и условия ее функционирования, схема и конструктивные особенности составной ракеты, различные виды жидкого топлива, вопросы управления ракетой в полете, проекты перспективных орбитальных станций и другие вопросы ракетно-космической техники.

Несмотря на то, что многие наиболее важные физико-технические проблемы космического полета уже были рассмотрены в трудах Циолковского, Эсно-Пельтри, Годдарда, книга Оберта — первый в Западной Европе капитальный труд по вопросам космонавтики и ракетной техники — оказала в 20—30-х годах большое влияние на развитие ракетно-космической науки и техники.

Дальнейшее развитие идеи Оберта получили в книге «Пути осуществления космического полета» (1929), в которой, в частности, был рассмотрен вопрос о возможности использования при межпланетных перелетах энергии солнечного излучения. При этом Оберт предлагал получать тягу за счет увеличения скорости моле-

кул газа, что должно было достигаться при помощи электрического тока высокого напряжения, в который преобразовывалась энергия улавливаемых солнечных лучей.

В конце 20-х годов Оберт приступил к проведению экспериментальных исследований с ракетными двигателями. В июле 1929 г. около Берлина под руководством Оберта началась постройка двух малых экспериментальных ракет на жидком топливе — бескрылой и крылатой. Ракетный двигатель для них работал на жидком кислороде и бензине при значительном избытке кислорода, что соответствовало (и не без основания) соображениям Оберта, связанным с увеличением удельной тяги. Распыливание компонентов производилось центробежными форсунками. В результате усовершенствования двигателя Оберт экспериментально получил удовлетворительную скорость истечения газов из сопла.

23 июля 1930 г. ракетный двигатель Оберта «Кегельдюзе» проработал в течение 90 с на жидком кислороде и бензине при весовом их соотношении 6 : 1 и развил тягу 7 кг.

С 1925 по 1938 г. Оберт был профессором колледжа в Медиаше (Румыния), занимаясь одновременно в Германии теоретическими и экспериментальными исследованиями жидкостных ракетных двигателей и ракет. С 1938 г. он работал в Высшей технической школе в Вене, где участвовал в исследованиях в области военных ракет, в 1940 г. перешел в Дрезденский технический университет. С 1941 по 1943 г. Оберт работал инженером-консультантом в ракетном исследовательском центре Пенемюнде, а с 1943 по 1945 г.— на Вестфаль-Ангальтском заводе взрывчатых веществ.

После окончания второй мировой войны Оберт занимался частными исследованиями и преподаванием; с 1950 по 1953 г. по приглашению итальянских ВМС проводил ракетные исследования в Италии; в 1953—1955 гг. жил в ФРГ, занимаясь литературной деятельностью.

В 1954 г. вышла из печати книга Оберта «Люди в космосе». В ней автор рассмотрел некоторые вопросы космических полетов, привел схемы, рисунки и описания ракет для запуска искусственных спутников Земли и для полета в космос людей, проектов космических аппаратов для астрономических исследований, схемы расположения телескопов на астероидах, схемы космической станции с искусственной гравитацией, космических аппаратов для военных и метеорологических целей. В этой работе Оберт вновь возвращается к использованию тепловой энергии Солнца с помощью огромных зеркал, развертываемых в космосе.

В 1955 г. Оберт переехал в США, где на протяжении ряда лет участвовал в американских ракетных программах, некоторое время был консультантом в Центре космических полетов им. Маршалла. В 1958 г. вернулся в ФРГ. В настоящее время проживает в г. Фойхте (под Нюрнбергом).

Вальтер Гоман (Walter Hohmann, 1880—1943) — талантливый немецкий инженер, занимавшийся разработкой основ теории космического полета. В 1904 г. окончил Высшую техническую школу в Мюнхене, где особое внимание уделял математике и механике. Начиная с 1904 г. работал инженером-строителем в различных городах Германии и Австрии. Его научная деятельность в эти годы была связана с исследованиями в области статики сооружений и железобетонных конструкций.

Вопросом об осуществимости полета в космическое пространство Гоман заинтересовался с середины 10-х годов. В 1925 г. вышла его книга «Возможность достижения небесных тел», в которой рассматривались проблемы преодоления гравитационного поля Земли, свободного полета в космическом пространстве, облета других небесных тел, посадки на них и возвращения на Землю.

При проведении расчетов Гоман рассматривал идеальную ракету, состоящую почти целиком из твердого топлива с полезным грузом в головной части. При непрерывном сгорании топлива полезному грузу (космическому кораблю) можно было, по мнению Гомана, сообщить (в зависимости от количества топлива) любую желаемую скорость, в том числе первую и вторую космические. Поэтому во всех расчетах за исходную была принята скорость истечения $c = 2000$ м/с. Однако Гоман допускал и применение жидкого топлива, указывая, что более благоприятные результаты (при более высоких значениях скорости истечения) приводятся им в соответствующих местах для оценки влияния этого фактора на конечные результаты.

Гоман рассчитал потребное количество топлива для полета космического корабля с экипажем с одной планеты на другую. Далее он произвел расчет продолжительности полета на Венеру, Марс и Луну (с учетом обратного возвращения на Землю) и определил начальные веса космических летательных аппаратов, необходимые для осуществления этих полетов.

Большое место в исследованиях Гомана занимало решение различного рода траекторных задач. Рассмотрев некоторые эллиптические орбиты, связывающие орбиту планеты отправления с орбитой планеты-цели, он пришел к выводу, что наивыгоднейшей (с точки зрения наименьшего расхода топлива) траекторией полета космического корабля явится касательный эллипс, т. е. эллипс, касающийся одновременно орбит обеих планет. Такие эллипсы в современной научной литературе получили название «эллипсы Гомана»*. Учитывая, однако, что полет по касательным

---

* Следует отметить, что наивыгоднейшие траектории перелета на другие планеты независимо от Гомана рассматривал также советский ученый, пионер ракетной техники, Ф. А. Цандер, который неоднократно выступал в 1924—1925 гг. с докладами о межпланетных полетах, а в октябре 1926 г. представил свои расчеты в Главнауку. Изложив ряд оригинальных идей

эллипсам потребует значительного времени, Гоман указал, что при другом рассмотренном им случае (когда переходный эллипс касается орбиты одной планеты и пересекает орбиту другой) сокращается путь и время, но существенно увеличивается количество потребного топлива.

Рассматривая вопрос о возвращении космического летательного аппарата на Землю, Гоман предложил использовать тормозящее действие сопротивления атмосферы для постепенного гашения скорости аппарата и перехода траектории в эллиптическую (со все сокращающейся большой осью эллипса), а затем и в круговую. Для усиления эффекта торможения он рекомендовал применять специальные тормозные устройства — поверхности или конусы.

В работе 1925 г. Гоман рассматривал также условия посадки космического корабля на Марс, Венеру и Луну, однако отсутствие точных данных об этих небесных телах привело его к ряду ошибочных заключений. Он был одним из первых, кто проводил аналитический расчет посадки на другие небесные тела. Следует отметить также, что Гоман, как и некоторые другие исследователи, предлагал использовать Луну в качестве промежуточной межпланетной станции.

Дальнейшее развитие вопроса о межпланетных траекториях получило отражение в следующей работе Гомана «Пути и время перелетов, возможности осуществления посадки», опубликованной в 1928 г. в сборнике «Die Möglichkeit der Weltraumfahrt». В этой статье Гоман несколько расширил область своих исследований, рассмотрел полет на Меркурий и Юпитер и предложил несколько новых траекторий, в частности траекторию, проходящую мимо трех планет (Земля — Марс — Венера — Меркурий — Земля), что давало возможность, по его расчетам, сократить время перелета почти вдвое.

Дальнейших публикаций по данному вопросу, насколько известно, у Гомана не было. Следует отметить также, что, хоть Гоман неоднократно подчеркивал, что он не математик, а инженер, все его разработки были связаны с теоретическими проблемами космонавтики. Какие-либо проекты технического характера, связанные с конструкцией космических летательных аппаратов либо двигателей для них, им не разрабатывались.

* * *

Характерно, что Г. Гансвиндт, Р. Годдард, Р. Эсно-Пельтри, Г. Оберт и В. Гоман свои важнейшие исследования практически завершили к первой половине 30-х годов. В последующие годы они не создали фундаментальных трудов. Этот важный для ра-

---

(в частности, получение добавочной скорости при облете космическим кораблем планет), Цандер доказал целесообразность полета между двумя планетами по эллипсу, касательному к их орбитам.

кетно-космической эры начальный этап становления и развития теоретической науки и экспериментальной техники у ведущих зарубежных исследователей закончился примерно в те же годы, когда завершилась творческая деятельность наших соотечественников — К. Э. Циолковского, Ф. А. Цандера и Ю. В. Кондратюка.

В конце 20-х годов начался новый этап исследований, создавались первые образцы жидкостных ракет и ракетных двигателей. Чтобы решить задачу изготовления ракет различного назначения, включая многоступенчатые, с пилотируемыми космическими кораблями и автоматическими межпланетными аппаратами, потребовались усилия больших творческих коллективов. Завершение этой работы привело человечество к открытию ракетно-космической эры, начавшейся 4 октября 1957 г., когда был запущен в СССР первый искусственный спутник Земли, 12 апреля 1961 г. в космос полетел первый человек — Ю. А. Гагарин. 4 октября 1959 г. была запущена автоматическая станция «Луна-3», облетевшая Луну и передавшая на Землю первые фотоснимки невидимой ее стороны. 18 марта 1965 г. А. А. Леонов вышел в открытый космос, а 21 июля 1969 г. первый человек (Н. Армстронг) ступил на поверхность Луны.

Идеи отечественных и иностранных пионеров ракетно-космической науки и техники в короткий отрезок времени были реализованы и дали человечеству принципиально новые возможности для изучения Земли, Луны, планет Солнечной системы, самого Солнца и других небесных тел. Разум человека, опираясь на созданную им могучую технику и совершенную измерительную аппаратуру, проникает все дальше во Вселенную и открывает новые процессы, явления и закономерности. Человечество всегда с глубокой благодарностью и уважением будет чтить пионеров ракетно-космической науки и техники.

* * *

В данном сборнике, как и в первых двух, работы пионеров ракетной техники расположены по хронологическому принципу. При отборе материала составители сборника стремились возможно полнее ознакомить читателя с научным творчеством этих выдающихся зарубежных ученых. Поэтому предпочтение отдавалось работам, которые до этого не публиковались на русском языке. Из 40 работ, включенных в сборник, лишь 5 были в свое время опубликованы на русском языке, причем в ряде случаев в сокращенном виде (в кн.: *Н. А. Рынин.* Теория космического полета. Л., 1932).

В сборник не включены некоторые большие по объему труды, которые были переведены на русский язык и изданы отдельными книгами (*Р. Эсно-Пельтри.* Астронавтика. Под редакцией А. А. Космодемьянского. М., 1950; *Г. Оберт.* Пути осуществления кос-

мического полета. Под редакцией Б. В. Раушенбаха. М., 1948. Из этой работы в данном издании публикуется один раздел, который не был включен в издание 1948 г.).

Отдельные неясные, спорные или ошибочные положения, а также термины, отличающиеся от ныне принятых, оговорены в комментариях, помещенных в конце книги.

Отбор произведений и составление сборника осуществлены зав. сектором авиации и космонавтики Института истории естествознания и техники АН СССР В. Н. Сокольским и старшим научным сотрудником этого сектора профессором Т. М. Мелькумовым.

Подготовка к печати, научное редактирование и комментирование работ Р. Годдарда выполнено И. Н. Бубновым, работ Р. Эсно-Пельтри — Б. Л. Беловым, работ Г. Гансвиндта, Г. Оберта и В. Гомана — Т. М. Мелькумовым. Ими же были подготовлены соответствующие разделы редакционного предисловия. Общее руководство подготовкой сборника осуществлялось Т. М. Мелькумовым.

Перевод статей с английского, немецкого и французского языков выполнен научными сотрудниками и аспирантами ИИЕиТ АН СССР и работниками бюро переводов ВИНИТИ и ТПП СССР.

В подготовке текста к изданию принимали участие также В. Н. Галковский, И. В. Баландина и Н. В. Бекетова.



Герман
ГАНСВИНДТ

О ВАЖНЕЙШИХ ПРОБЛЕМАХ ЧЕЛОВЕЧЕСТВА [1] *

⟨...⟩ Охотнее всего я, располагай достаточными возможностями, соорудил бы на крыше моего дома комнату, потолок и стены которой были бы изготовлены из самого ясного и прозрачного стекла, для того чтобы здесь, отдыхая от дневных трудов моих и созерцая бесконечное звездное небо... побуждать свой дух... к еще более вдохновенному исследованию, дабы только не поддаться приятному самосознанию, не счесть всю земную мудрость постигнутой и цель жизни исчерпанной повседневной тривиальностью быта и поисками хлеба насущного... И чем охотнее мой взор отдыхает, глядя на бесконечное звездное небо, тем более страстно хотелось бы мне в действительности совершить путешествие на другие небесные тела, чтобы с измененной таким образом точки зрения изучать действительность и делать свои заключения.

Поэтому я поставил перед собой такую научную проблему: имеется ли возможность выйти из зоны Земли и ее атмосферы и посетить ближайшие к нам планеты, например: Марс и Венеру? Партия предрассудка [2] при ответе на такой вопрос, как всегда при отрицании больших проблем, быстро отбрасывает все своим необдуманным и легкомысленным «нет», которое у нее всегда под рукой. Мое же интеллектуальное зеркало я всегда стараюсь протереть и отгладить с большой добросовестностью до такой степени, чтобы и эту проблему я мог разрешить хотя бы в общих чертах. Безусловно, это возможно, ведь точку опоры можно приобрести в воздухе не только с помощью крыльев. Но пока предрассудок еще смеется над этой возможностью решения проблемы, несмотря на то, что вокруг нас непрерывно летают живые существа, я уже нашел точку опоры и в безвоздушном пространстве, и на основе этого достижения проложил путь к решению этой проблемы и отправке экспедиции на другие планеты.

В основе решения лежит закон инерции, или силы инерции массы. Используя этот закон, мы найдем точку опоры как в воз-

* В квадратных скобках здесь и далее — номера комментариев, помещенных в конце книги (*Примеч. ред.*).

духе, так и в безвоздушном пространстве. Согласно этому закону, тело можно поддерживать в парящем состоянии благодаря тому, что от него отбрасываются вниз другие тела, которым при этом из положения покоя сразу же сообщается очень большая скорость в вертикальном направлении.

Именно на одном только этом законе основывается, как я это уже указывал ранее, также полет птиц. Птица взлетает лишь потому, что она непрерывно захватывает все новые массы воздуха своими крыльями и отбрасывает эти массы из состояния покоя резким толчком по вертикали вниз — с тем, чтобы захватывать новые, еще находящиеся в покое массы воздуха. Как она это делает крыльями, даже когда они распростерты неподвижно, я объясню, когда буду излагать сущность моего летательного аппарата.

Это в точности тот же самый принцип, который проявляется, когда хотят прыгнуть в воду со свободно плавающей лодки, при этом прыгающий производит толчок — оказывает давление на лодку. Чем быстрее прыгают с лодки, тем быстрее будет ход лодки в противоположном направлении. И наоборот, тело, находящееся в движении, производит давление, когда его внезапно останавливают, прекращая его движение. Это же испытывает лодка, наталкивающаяся на препятствие.

Силу этого прижатия вычисляют с помощью массы и квадрата скорости, т. е. она увеличивается не пропорционально скорости. В Берлине, например, я видел автоматические чашки весов для определения силы удара кулаком, и я смог своим кулаком, который, возможно, вместе с предплечьем весит только один фунт, дать удар в 80 кг, т. е. больше, чем составляет весь мой вес,— другими словами, живая сила ударяющего кулака оказалась в состоянии создать через подкладку чашки весов давление в 80 кг. Такое же давление мог бы, естественно, создать кулак и в том случае, если бы он при помощи подкладки был с такой же скоростью внезапно выведен из состояния покоя.

Если я таким же образом отброшу от себя резким толчком в вертикальном направлении вниз какой-либо предмет весом в кулак, то мое тело получит тем самым на мгновение давление в 80 кг в направлении снизу вверх, т. е. в этот момент оно получит мгновенное ускорение вверх. Если же я каждый момент буду отбрасывать таким образом вниз все новые предметы весом в кулак, то я тем самым буду длительное время подниматься вверх со все возрастающей скоростью *.

Аналогично поступает птица при полете; она непрерывно захватывает все новые массы воздуха и отбрасывает их вниз, даже тогда, когда кажется, что она неподвижно парит в воздухе на

* При использовании динамита для последовательного ускорения некоторого тела достаточно было бы, естественно, небольшой доли веса кулака для того, чтобы получить реакцию такой же или еще более значительной силы, направленной вверх.

крыльях. Насколько сильно можно увеличить реакцию тела, выведенного из состояния покоя в состояние движения или, наоборот, из состояния движения в состояние покоя, создавая силу, значительно превосходящую его вес, можно видеть на примере пули: своим собственным весом пуля была бы не в состоянии сделать ни малейшего отпечатка на доске этого стола, когда же при выстреле ей сообщается большая скорость, ее не только нельзя задержать этой доской, но, наоборот, она проходит через эту доску насквозь. А какое при этом развивается давление!

Бесспорно, это давление во много раз превосходит вес человеческого тела. Если бы пулю из ружья укрепить на нити, которая намотана на легко вращающейся катушке с приводом, то после выстрела она развивала бы на короткое время мощность, равную лошадиной силе, т. е. 75 кгм/с, и в течение 1 с она подняла бы груз весом 75 кг на высоту 1 м.

В безвоздушном пространстве, конечно, нельзя захватывать массы воздуха крыльями и сообщать им ускорение вниз. Как же здесь следует поступать, чтобы все же преодолеть силу тяжести и получить возможность подниматься вверх? Ответ: массы воздуха берутся в виде взрывчатых веществ, которые одновременно заключают в себе огромнейшую силу. Другими словами, конструируется летательный аппарат на основе закона реакции взрывчатых веществ.

Такой летательный аппарат я изобрел раньше, чем летательный аппарат с крыльями. Точные расчеты показывают, однако, что такой летательный аппарат со взрывчатыми веществами только тогда окажется экономичным в смысле расхода энергии, когда он приобретает чрезвычайно высокую скорость движения, так что здесь на Земле он пока еще оказывается малопригодным для транспортных целей, так как сопротивление воздуха препятствует достижению такой большой скорости движения.

Иначе обстоит дело в безвоздушном пространстве, где даже скорость метеора или даже скорость кометы развиваются беспрепятственно. А такая скорость как раз и является той, что и требуется для экспедиции через Вселенную, потому что при больших удалениях космических тел одно от другого скорость улитки не скоро привела бы к цели.

Например, если бы на очередь дня встала в качестве ближайшей цели проблема отправки экспедиции на Марс, поскольку Луна, по-видимому, необитаема, то расстояние этой планеты до нашей Земли (очень аналогичного космического тела), когда оно находится на ближайшем к нам приближении, составляет «ничтожную» величину в 8 млн. миль.

«Как же можно преодолеть такое расстояние в безвоздушном пространстве, оставаясь в живых!»,— восклицает Предрассудок, возмущенный до глубины души. А я на это отвечаю: абсолютно точно таким же путем, как мы безостановочно и непрерывно делаем 125 млн. миль в год через безвоздушное пространство во-

круг Солнца, с той лишь разницей, что мы замечаем смену времен года, и при том условии, что все, необходимое для существования, а именно: воздух и все другое, что нам нужно, мы несем с собой на нашей матушке-Земле, потому что она движется вместе с нами беспрестанно со скоростью 4 мили в секунду через космос.

Для экспедиции в маленьком корабле должен быть, естественно, запасен воздух; в нем должно быть тепло, должна быть пища; все необходимое, что мы имеем на Земле, нужно брать с собой, чтобы во время полета мы точно так же ничего не замечали бы, кроме того, что просматриваем, глядя сквозь окно.

Так как скорость перемещения достигается за счет того, что с уже движущегося корабля выбрасываются все новые массы продуктов взрыва и впереди нет никакого препятствия движению в безвоздушном пространстве, то машина работает тем экономичнее, чем быстрее она движется, и скорость перемещения после выхода из воздушной атмосферы повышается настолько, что Марса или Венеры можно достичь примерно за 22 часа, если двигаться с удвоенным ускорением по сравнению с ускорением силы тяжести, а по достижении половины пути начать таким же образом тормозить.

Корабль состоит в своей основной части из стального цилиндра по возможности минимального диаметра, но такого, который дает, однако, возможность вместить двух путешественников со всеми необходимыми запасами. Этот основной цилиндр окружен тонкими стальными трубками, имеющими длину основного цилиндра, которые под очень высоким давлением содержат необходимый для экспедиции запас воздуха, как это делается в подводной лодке. Из этих окружающих цилиндров воздух поступает в герметизированный главный цилиндр, где его давление снижается до уровня земного атмосферного давления.

Для регулирования температуры в холодном космосе служит тепло, получаемое в процессе взрывов. Впрочем, в ограниченных рамках доклада я не могу, конечно, вдаваться в дальнейшие подробности конструкции такого летательного аппарата для космических полетов. Я хочу лишь напомнить еще об известном положении, что нигде в мире, а следовательно, и в безвоздушном пространстве, работа не теряется, если только ее целесообразно использовать *.

Еще раз подчеркиваю, что эти конструкции не должны повторять фантастические образцы из романов Жюля Верна, а должны представлять собой разработанный инженерный проект, который, я надеюсь, будет осуществлен еще при моей жизни; и было бы совершенно беспредметным делом, однако, если бы кто-то попытался взвалить на меня вину за свое невежество в разби-

* Для того чтобы двигаться без потерь энергии, корабль должен целенаправленно перемещаться по траектории космического тела, например по траектории кометы.

раемых вопросах и искаженное отображение действительности в его интеллектуальном зеркале, поскольку еще с гимназических времен я, что могут подтвердить живые свидетели, всегда выделялся среди своих соучеников глубоким пониманием законов математики и физики, поэтому мне всегда удавалось без труда решать правильно все, даже очень трудные задачи, которые нам задавались по этим дисциплинам.

Лишь совсем недавно вспомнил меня один из моих школьных товарищей, ныне пастор К., который и сейчас находится в этом зале; он напомнил, как я, будучи учеником пятого класса, привел такое доказательство, которого тогда нельзя было найти в литературе, об этом сказал наш очень эрудированный учитель, господин профессор В., который преподавал математику и физику также и в старших классах.

Далее мне хочется подчеркнуть снова, что самые тяжелые задачи и изобретения, после того как они впервые решены, далее кажутся чрезвычайно простыми и сами собой разумеющимися. Ведь выбросило же из себя Солнце и сообщило путем взрыва ускорение нашей Земле и другим планетам, а наша Земля в свою очередь сделала то же в отношении Луны. Насколько же проще можно послать крохотную экспедицию, энергия и функции которой точно регулируются, для того чтобы проложить путь во Вселенную. Насколько далеко удастся человеку пойти в этих стремлениях, покажет практика, мы же ни в коей мере не должны уподобляться доктору Лардреру [3].

Если мы теперь представим продолженной такую экспедицию с одного небесного тела на другое, то невольно возникает вопрос, что именно могли бы мы найти в бесконечном звездном небе такого, что могло бы сделать такой полет особенно интересным?

Во время моих наблюдений звездного неба пришли мне вдруг в голову некоторые неожиданные идеи, связанные с данным вопросом, и я надеюсь, что уважаемым слушателям будет небезынтересно познакомиться с некоторыми подробностями по этому поводу.

Первый вопрос, который занимает всякого, заключается в следующем: существуют ли там живые существа? Каковы они? Для того, чтобы получить ответ на этот вопрос, необходимо лишь последовать за мной в следующем рассуждении.

По результатам научных исследований, полученным до сих пор, я построил гипотезу, которая приводит к самым удивительным выводам относительно жизни во Вселенной и даже доказывает на основе законов физики возможность возрождения человека, если предпосылки или воззрения современной науки принимаются в качестве правильной базы, для чего у нас имеются все основания ⟨...⟩

КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ [1]

От выдачи патента на это изобретение пока что воздержались потому, что, вероятно, в течение короткого срока в 15 лет вряд ли можно было ожидать промышленного использования этого изобретения. Но к настоящему времени срок действия этого патента истек бы. Некоторые существенные технические детали остаются на основании авторского права собственностью изобретателя для того, чтобы он мог подать позднее заявку на свое изобретение.

Дальнейшие пояснения содержатся в начальной части этой книги [2].

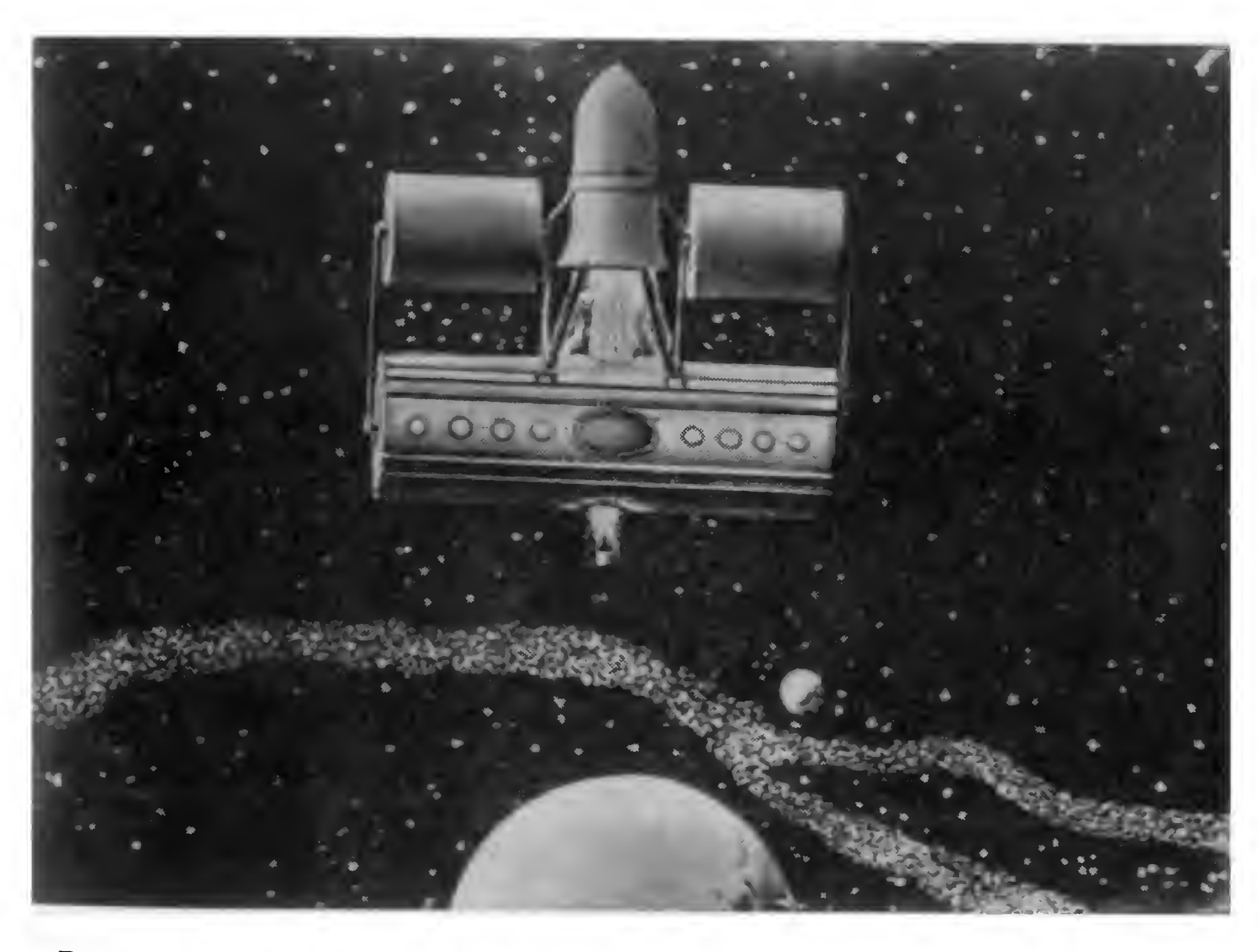


Рис. 1

И хотя это изобретение представляется чистой фантазией, оно тем не менее с научной точки зрения полностью и весьма трезво продумано, поэтому анализ его на основе законов математики, механики и физики показывает, что это нисколько не фантастическая причуда.

В безвоздушном пространстве так же, как и в любом другом месте, целесообразно приложенная работа не пропадает бесследно. Работа производится так, что особым образом сконструированный динамитный патрон выбрасывает маленький снаряд из большого стального блока. Если этот маленький снаряд в результате такого взрыва получает начальную скорость примерно 1000 м/с, то находящийся над ним стальной блок соответственно своей более значительной массе получит скорость всего 50 м/с.

На этом блоке укреплена цилиндрическая гондола с помощью очень упругих связей, от которых она получает лишь незначительные импульсы без ударов, и с конечной скоростью примерно 20 м/с приводится в движение до тех пор, пока живая сила этого блока, который здесь одновременно играет роль махового колеса, не исчерпается, после чего автоматически следует следующий взрыв, удваивающий скорость, полученную в результате первого взрыва. И пропорционально количеству произведенных взрывов повышается скорость корабля, так что он движется с ускорением, равным удвоенному ускорению силы тяжести. Управление осуществляется наклоном стального блока.

Если этот корабль направляется в заатмосферное пространство по траектории метеора, обращающегося вокруг Земли, то далее этот корабль может двигаться без дальнейших взрывов и без потерь работы с однажды достигнутой скоростью по круговой или эллиптической орбите и в несколько часов может достичь другой части Земли, где для целей посадки он разворачивается и затем производится торможение корабля с помощью взрывов, направленных в противоположную сторону.

Гондола, само собой разумеется, содержит воздух, необходимый для дыхания, как это делается, например, в подводных лодках, а температура поддерживается на соответствующем уровне благодаря теплу, выделяющемуся при взрывах, а также при помощи внутренней термоизоляции.



Роберт
ГОДДАРД

О ВОЗМОЖНОСТИ ПЕРЕМЕЩЕНИЯ В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ [1]

3 октября 1907 г.

Недавнее заявление профессора Пикеринга относительно того, что наблюдения за планетой Марс едва ли могут дать нам намного больше того, что известно теперь, если только не будет открыт какой-то способ очень сильного увеличения мощности наблюдательных инструментов, вызывает вопрос, как много мы можем узнать о планетах нашей системы. Существуют три возможных способа получения такой информации: наблюдения с Земли, «связь» с планетами и наше физическое перемещение на планеты. Наблюдения на расстоянии даже в лучшем случае не могут быть полностью удовлетворительными; взаимная связь — это вопрос чисто умозрительный; перемещение же в космосе между планетами считается, как бы само собой разумеющимся, невозможным.

Не рассматривая первые два способа, важно установить, возможен ли последний из них, ибо, если бы такое перемещение могло происходить, это имело бы колоссальное значение для науки. Планеты на различных стадиях своего развития подвергаются тем же самым формирующим силам, что и наша Земля, и имеют, следовательно, те же самые геологические формации, а возможно и жизнь, что и у нас в прошлом, а может быть и в будущем. Но пойдем далее. Эти силы действуют в некоторых случаях в условиях, совершенно отличных от тех, при которых они действуют на Земле и, следовательно, должны вызвать эволюцию форм, отличных от тех, какие когда-либо были известны человеку. Ценность такого, как этот, материала для науки столь очевидна, что не требует доказательств.

Задача перемещения в межпланетном пространстве сложна, но каково бы ни оказалось ее решение, должны выполняться некоторые определенные физические законы. Имея это в виду и учитывая силы природы, которые были открыты до настоящего времени, можно получить точную оценку возможности, основанной на использовании этих сил. Естественно, что обсуждение этой проблемы делится на три вопроса: поддержание жизни в космосе, защита против случайностей во время перелета и средства движения. Что касается первого из них, то существенным являются

пища, воздух и тепло. Об этом не стоит много говорить. Запас пищи и обновление воздуха в замкнутом пространстве — задачи уже решенные; для сохранения же тепла, если даже температура наружного пространства близка к абсолютному нулю, можно использовать сосуд типа сосуда Дьюара, в котором длительное время держат жидкие газы при температуре лишь несколькими градусами выше абсолютного нуля.

Второй вопрос. Читатели, возможно, удивятся: какая случайность может произойти в «космическом пространстве», которое обычно считается лишенным вещества? Но нужно вспомнить, что вещество в той или иной мере там все же присутствует. По оценкам сэра Нормана Локьера [2], между отдельными метеорами в космосе в среднем около 250 миль, а между метеорными потоками или ливнями, вероятно, до 60 миль. Если вспомнить также, что они перемещаются в пространстве со скоростью планет — несколько миль в секунду — то очевидно, что их следует принимать во внимание, если даже они весят в среднем всего несколько гранов [3]. Эти метеорные потоки движутся вокруг Солнца по различным орбитам, причем они изменяют свой курс под влиянием все время меняющегося планетного притяжения.

Кажется, что наипростейшим средством защиты от метеоров будет использование одного из потоков в качестве экрана. Если выбрать поток, орбита которого пересекает орбиту Земли и орбиту планеты, которую желательно достичь, а затем проникнуть в самую толщу этого потока во время его прохождения мимо Земли и если держаться как можно ближе к этой части потока во время перелета, то, вероятно, сам поток помешает другим метеорам вторгнуться в него и нанести повреждения аппарату. Посадка на другой планете должна происходить на стороне, противоположной той, к которой приближался поток, иначе, когда скорость уменьшится, аппарат подвергнется бомбардировке со стороны того самого потока, с которым он проделал путешествие. Такое маневрирование возле планеты не является неразумным, поскольку метеорные потоки имеют значительную ширину и боковое движение на малой скорости могло бы вызвать лишь безобидные столкновения. Очевидно, что в этом предложении заключается много неясного, но его цель состоит в том, чтобы только показать, что защита от метеоров во время полета никоим образом не является неразрешимой задачей.

Третье и самое существенное рассуждение касается самодвижения тел [в космосе]. К этой части задачи мы можем применить закон Ньютона о действии и противодействии и закон сохранения энергии, а в результате сделать выводы о его реальности. В этом случае первый закон просто означает, что невозможно вызвать движение одного тела без того, чтобы не оттолкнуться от какого-то другого тела, т. е. от вещества или эфира. Второй закон означает, что если тело с заданной массой поднять на заданную высоту над поверхностью Земли, то будет израсходовано

некоторое количество энергии, независимо от того, какой способ был использован для поднятия тела.

Прежде чем рассматривать применение принципа сохранения энергии, нужно сделать одно допущение. Необходимо, чтобы тело, покидающее Землю, как можно быстрее приобрело бы скорость метеорного потока. Скажем, что это должно произойти в пределах 2000 миль от поверхности Земли на стороне, противоположной той, к которой приближается поток. Такое предположение кажется обоснованным, если помнить, что в пределах этого расстояния практически вся необходимая энергия может находиться в веществе, несомом этим телом. Предполагается, что за пределами этого расстояния будет достаточно солнечной энергии. Очевидно, что это слишком благоприятное предположение, так как притяжение Земли за пределами 2000 миль все еще значительно.

Давайте подсчитаем количество энергии, необходимой для поднятия массы весом в 1 фунт на высоту в 2000 миль таким образом, чтобы расходовался только минимум энергии. Это означает, что подъем должен производиться по возможности в наикратчайшее время. Для этого надо, чтобы тело начало стартовать с высокой скоростью, которая затем уменьшается и доходит до нуля на высоте в 2000 миль. Из скорости, приобретаемой телом при падении на Землю, мы можем определить потенциальную энергию, которой оно обладает, когда поднято на эту высоту. Эта скорость, как было вычислено по формуле небесной механики, равняется 4,01 миль/с. Так как масса равняется единице, то энергия равняется половине квадрата этой скорости, или же 112 107 фут·т. Чтобы получить представление о таком количестве энергии, возможно, окажется любопытным тот факт, что для ее получения потребовалось бы 135,7 фунтов кордита[4]. Такое количество энергии значительно, но это еще не все, что в действительности требуется.

Для рассматриваемого случая, когда тело стартует с высокой скоростью и в конце приходит в состояние покоя, расчетное время меньше времени, необходимого в действительности. При этом получение такой начальной скорости, как 4,01 миль/с, разрушило бы от сотрясения все, чему может быть нанесено повреждение. Далее, при такой скорости сопротивление воздуха вызвало бы большую потерю энергии. Тем не менее время должно быть как можно короче, так как чем дольше тело находится в зоне сильного притяжения Земли, тем больше теряется энергии, если движение будет осуществляться путем отбрасывания вещества. Было сделано предположение, что солнечная энергия используется для движения исключительно за пределами высоты в 2000 миль. Это предположение, возможно, не подтвердится, если не будет возможности использовать достаточно крупные аппараты, так как солнечная энергия дает мощность лишь 0,27 л.с. на 1 кв. фут[5] поверхности, перпендикулярной лучам Солнца, если при этом не принимать в расчет абсорбцию воздухом.

Предполагается, что 1 фунт массы запущен в направлении, в котором Земля движется в пространстве. При этом принимается, что метеорный поток проходит мимо Земли и в том же направлении и с той же скоростью. Такой случай окажется, вероятно, трудным для реализации. Если бы направление движения не было бы тем же самым, что и Земли, то фунт массы потребовал бы дополнительную скорость большей или меньшей величины в направлении примерно под прямым углом к направлению скорости Земли. Эта дополнительная скорость требует, конечно, увеличения затрат энергии. Однако еще более важным является то, что эта энергия не обеспечила бы ни возвращения 1 фунта массы с приемлемой скоростью, ни благополучного прибытия и отправления с другой планеты, о которой идет речь.

Другой момент, к которому подводит нас рассмотрение вопроса о реакции, это дополнительная энергия, которая требуется, поскольку вместе с 1 фунтом массы берется вещество, которое должно создавать реакцию. На каждый фунт такого вещества нужна дополнительная энергия. Необходимо, следовательно, чтобы требовалось как можно меньше этого вещества. Следует помнить, однако, что количество движения (произведение массы на скорость) 1 фунта массы плюс взрывчатое вещество, которое движется вместе с ней, равняется количеству движения отбрасываемых продуктов. Отсюда, чем меньше масса последних, тем больше должна быть их скорость. Но энергия, которой они обладают благодаря движению, пропорциональна *квадрату* скорости, поэтому энергия нарастает очень быстро, в то время как масса запаса взрывчатых веществ становится все меньше и меньше.

Реакция эфира даже еще менее ожидаемой. Эфир оказывает сопротивление движению заряженного тела, и одна из форм этого сопротивления проявляется в давлении излучения, оказываемом всеми эфирными излучениями на поверхности, которые в него попадают. Но, даже если энергия радиации на поверхности велика, давление, равное энергии на единицу объема эфира, является очень маленькой величиной. Например, солнечная энергия, получаемая Землей от Солнца, как было сказано выше, равна 0,27 л.с. на 1 кв. фут, в то время как давление радиации равняется 4 фунтам на 1 кв. милю. Другим средством реакции эфира является транспортировка большого количества эфира самим аппаратом. Когда тело, имеющее заряд, движется на большой скорости, оно несет эфир в силовых трубках Фарадея, которые выдвинуты наружу. Когда скорость близка скорости света, и даже если заряженное тело чрезвычайно мало, то масса эфира, переносимая таким способом, становится значительной, а на околосветовых скоростях переносимая масса становится бесконечной. Но чтобы сообщить даже малой массе такую высокую скорость, требуется весьма много энергии, а чтобы заставить двигаться очень большую массу, потребовалось бы, конечно, несравненно большее ее

количество. Так что не может быть и речи о получении реакции от таких источников.

Таким образом, очевидно, что вся трудность в отыскании средства движения аппарата сводится к решению проблемы энергии. В только что описанном случае в качестве вещества, которое может дать очень большое количество энергии, был выбран кордит. Однако же это не означает, что никакое другое вещество не может дать большее количество энергии на единицу массы, чем кордит. В действительности же, согласно электронной теории, огромные количества энергии накоплены во всех веществах, хотя эта энергия и остается постоянно в связанном состоянии за исключением только условий радиоактивности. Профессор Дж. Дж. Томсон [6] подсчитал, что в одном только грамме водорода достаточно энергии, чтобы поднять 1 000 000 т на высоту, значительно превышающую 100 ярдов. Часть этой энергии уходит самопроизвольно в случае радия и некоторых других веществ. Один грамм радия при своем распаде отдает в конечном счете 10^9 кал, это примерно в 790 000 раз больше энергии кордита и достаточно, чтобы поднять 5000 т на высоту приблизительно более 100 ярдов.

Очевидно, если бы распад был достаточно быстрым, необходимая энергия могла бы быть получена из малого количества вещества и, вероятно, реакцию можно было бы получить непосредственно от отбрасываемых частиц. Однако в естественных условиях масса, выделяемая радиоактивными веществами в секунду, чрезвычайно мала. В случае с радием требуется около двенадцати лет, чтобы выделился хотя бы гран альфа-частиц, если предположить, что масса активного радия при этом равна 1 фунту. Далее, все попытки увеличить активность самого радия с помощью известных исследователям в настоящее время физических и химических средств оказались неудачными. К примеру, если частицу радия нагревать в закрытой трубке, из которой не может проникнуть наружу ни один из продуктов, причем нагревать даже до такой высокой температуры, какую только может выдержать трубка, то активность радия остается неизменной.

Однако совсем недавно распад атомов был вызван искусственно. Сэр Уильям Рамзай [7] получил литий из меди путем введения эманации радия в раствор сульфата меди. Количество полученного продукта было, конечно, очень малым. Получение этого вещества было объяснено сравнительно большим количеством энергии, высвобожденной в момент контакта атомов эманации радия с атомами меди. Это в высшей степени интересно, поскольку показывает, что вещество может быть расщеплено лабораторными методами. Однако нужно найти более общие физические факторы, способствующие получению того же результата с тем, чтобы добиться атомного распада полезной величины, поскольку эманация вовсе не изобильна.

Существует, однако, род активности, подобный распаду атомов, который может быть вызван до некоторой степени простыми

физическими средствами. Собственно радиоактивность — это расщепление атомов с выделением положительных альфа- и отрицательных бета-частиц и появление новых незаряженных атомов меньшего атомного веса. При ином роде активности атом теряет несколько бета-частиц, но сохраняет альфа-частицы и, таким образом, приобретает положительный заряд. В этом случае не происходит превращения в другие элементы. Активность такого рода может быть вызвана рядом средств — таких, как нагревание в случае извести или абсорбция водорода щелочными металлами, но самое существенное — это ультрафиолетовые лучи, которые вызывают активность либо длинноволновую для некоторых металлов, либо коротковолновую для других металлов, дерева и даже газов. По-видимому, действие рентгеновых лучей, хотя они еще и не достаточно изучены, аналогично действию ультрафиолетовых лучей. Каков бы ни был распад, имеющий место в массе вещества, проявляющего активность, оно сопровождается выделением тепла. Воздействие на свинец и цинк были изучены Бумстедом.

Чтобы понять связь между действием ультрафиолетового света и самопроизвольной радиоактивностью, необходимо напомнить в общих чертах структуру атома. По профессору Дж. Дж. Томсону, атом состоит из отрицательных электронов — бета-частиц, сгруппированных в виде концентрических колец, или оболочек, вращающихся на большой скорости в однородном положительном потенциальном поле. Поскольку электроны движутся по круговым орбитам, то они медленно и постоянно теряют свою энергию посредством радиации. Эта потеря энергии вызывает уменьшение скорости обращения до тех пор, пока не будет достигнута критическая скорость. Тогда кольцо или оболочка разрывается, производя то, что может быть названо взрывом внутри атома, при котором частицы его вырываются наружу с большими скоростями. Это и есть самопроизвольная радиоактивность [8].

Теперь, по профессору Томсону, если электроны в кольце смещены со своих средних положений, то скорость радиации сильно возрастает. Это наводит на мысль о способе получения радиоактивности путем уменьшения скорости электронов до критической величины изменением конфигурации колец до такой формы, которая приведет к большой радиации. По-видимому, ультрафиолетовые лучи вызывают только временное смещение электронов на наружных кольцах, вследствие чего электроны, которые слабо связаны с ядром, отрываются от атома, хотя кольца в целом и не разорваны. В опыте Рамзая атомы меди, видимо, разорвались из-за внезапного резкого высвобождения лучей из атомов эманации, которые находились с ними в тесном контакте. Действие других, менее интенсивных физических факторов — таких, как активизирующие лучи, должно быть таковым, чтобы снизить энергию атома путем многократных смещений электронов до тех пор, пока скорость не дойдет до критической и не начнется распад.

Чтобы отважиться на другие размышления относительно задач, которые могут возникнуть после разрешения проблемы ядерного распада, нужно отметить, что при интенсивной радиоактивности будет выделяться колоссальное количество тепла из-за столкновения внутри вещества частиц, движущихся с необычайно большими скоростями. Если реакцию надо получать непосредственно от этих частиц, то активное вещество должно расщепляться в малых количествах на поверхности, вызывая очень мощные взрывы и производя нечто вроде реактивного движения. Если энергия оказывается слишком большой для того, чтобы позволить использование этого метода, то большая часть частиц может быть выброшена наподобие снарядов, но прежде радиоактивная энергия должна быть преобразована в тепло. Для этой большой массы потребовалась бы меньшая скорость для того, чтобы вызвать достаточную реакцию и, следовательно, гораздо меньшее количество радиоактивной энергии.

В заключение скажем, что полет в межпланетном пространстве зависит от решения проблемы атомного распада. Работа Рамзая показывает, что такой распад можно осуществить, и это вызывает ряд интересных мыслей. Остается выявить, как происходит это действие и как можно использовать управляемые физические факторы для того, чтобы получить тот же самый результат с достаточной быстротой. Таким образом, будет осуществлено нечто невозможное и, видимо, посредством чего-то такого, что ранее всегда считалось невероятным, но что таковым уже более не остается.

МЕДЛЕННОЕ ДВИЖЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ ВЗРЫВЧАТЫХ ВЕЩЕСТВ ИЗ «ЗЕЛЕНОЙ ЗАПИСНОЙ КНИЖКИ» [1]

Вустер, 24 января — 2 февраля 1909 г.

Теоретически возможно получить движение, если сжигать взрывчатое или быстрогорящее вещество в трубах таким образом, чтобы вся их энергия превратилась бы в кинетическую энергию отбрасываемых частиц и движущегося тела. Если отбрасывается 2 фунта взрывчатого вещества, скажем, со скоростью 2000 фут/с, а 1 фунт остается, то он должен получить скорость 2000 фут/с [2], поскольку *средняя* скорость отброшенной частицы равняется $(0 + 2000)/2 = 1000$, так как в конечном счете она имеет *абсолютную* скорость, равную нулю. Если же эту операцию повторить с оставшимся фунтом вещества, то треть его получит дополнительную скорость в 2000 фут/с, т. е. его полная скорость будет равна 4000 фут/с. Очевидно, если нам желательно получить скорость $v = 2000\,n$, то оставшаяся масса должна будет равняться $(^1/_3)^n$ от первоначальной массы. В данном случае количество взрывчатого вещества, сжигаемое вначале, должно быть намного больше, чем в последующем. Однако такое суждение оказалось бы верным, если скорость сгорания была бы постоянной. Но при подъеме аппарата скорость сгорания должна быть вначале намного большей, пока скорость движения аппарата начнет медленно (из-за постоянно направленного вниз ускорения силы тяжести) возрастать.

Возьмем характерный случай: скорость истечения зависит от энергии взрывчатого вещества, приходящейся на фунт веса. Таким образом, тепловая энергия от 2 фунтов взрывчатого вещества должна равняться

$$2\,\text{фн}\int_0^v \frac{v^2}{2}, \quad \text{или} \quad 2\,\text{фн}\frac{v^2}{4} + 1\text{фн}\,v^2\ [3].$$

Элементы, из которых состоит H_2O, дают наибольшее количество тепла при наименьшем весе: 14 000 кал на 18 г [4], или же 700 000 кал на 2 фунта. В эргах это: $7 \cdot 4{,}2 \cdot 10^{12}$. Чтобы привести это к фунтам, помноженным на квадратные футы, мы должны произвести деление на 400 000, что дает $7 \cdot 10^7$ фунт·фут^2 [5],

так что $7 \cdot 10^7 = 2v^2/4 + 1v^{2}$[6]. Отсюда $v = 6000$ фут/с; 7 миль/с $= v = n \cdot 6000$ и $n = 6$. Остаток от первоначальной массы равняется $(^1/_3)^6 = ^1/_{729}$.

Если эта масса составляет 200 фунтов, то требуется 74 т; если 500 фунтов, то 185 т. При этом предполагается 100%-ный КПД — 600 фут/с.

Если КПД равняется 75% — 4500 фут/с, то 1/6561, т. е. для 200 фунтов — 650 т (3,2 т для камеры весом 1 фунт), для 500 фунтов — 1620 т.

Если КПД составляет 50% — 3000 фут/с, то 1/532 441, т. е. для 200 фунтов — 53 000 т; для 500 фунтов — 132 000 т.

Величина в 1/729 является, вероятно, даже слишком благоприятной, так как:

1) добиться КПД, равного 100%, будет трудно;

2) чтобы высвободить и должным образом направить частицы, вес аппарата должен быть увеличен дополнительно—для отбрасывания в начале большой массы надо иметь много труб (или одну большую трубу);

3) чтобы получить выгоду от инерции воздуха, нельзя употреблять взрывчатое вещество при скорости, большей 100 фут/с;

4) воздушный шар не может поднять аппарат много выше 15 миль. Поскольку в силу постоянного стремления аппарата к падению необходимо набирать скорость довольно быстро, возникнет сопротивление воздуха, причем вначале из-за большой массы, а потом из-за высокой скорости.

Если отбросить эти трудности, то само по себе все это не может представляться неосуществимым, если не принимать во внимание трение воздуха. Вероятно, вес в 1000 т будет минимальным. При 4500 фут/с остаются 300 т, при 9000 фут/с — 100 т, при 13 500 фут/с — 30 т, при 18 000 фут/с — 10 т. Поскольку воздух не будет слишком разреженным, то и эти массы вызовут сопротивление, и это сопротивление будет тем больше, чем больше будет взято дополнительного взрывчатого вещества.

25 января 1909 г.

На последней странице имеется ошибка, так как кинетическая энергия является не алгебраической суммой, а абсолютной суммой всех кинетических энергий. Это должно быть принято во внимание, поскольку $(M - m)$ фунтам придается скорость, скажем, в 2000 фут/с. Но окончательное $M \cdot v$ составляет половину этой величины, так что пороху должна была бы быть придана скорость $M \cdot v/2$ в противоположном направлении. Учтя это, далее получим $7 \cdot 10^7 = 1 \cdot v^2 + 2 \cdot v^2 + 2 \ (v/2)^2$, или $14 \cdot 10^7 = 7v^2$, и $v = 4500$ фут/с.

В этом случае мы получаем следующие количества пороха в тоннах, требующиеся для того, чтобы сообщить 1, 200 и 500 фунтам скорость 7 миль/с.

[КПД в %]	1 фунт	200 фунтов	500 фунтов
100 $(1/3)^8$	3,2	650	1 620
75 $(1/3)^{10}$	30	5 900	14 700
50 $(1/3)^{16}$	21 000	4 300 000	107 000 000

О 100-ном КПД не может быть и речи. Возможно, не будет и 75%. С учетом гравитации, дополнительного веса аппарата и сопротивления воздуха, эта цифра будет, видимо, менее 75%, а поскольку сопротивление воздуха и сила тяжести снизят действительную скорость, то количество тонн на фунт может быть много больше 30.

Если бы изготовление большого числа элементов было недорого, то все это не представлялось бы неосуществимым, если только этому не помешает трение воздуха. Однако все это может оказаться более громоздким и неуклюжим, чем выстреливание с Земли снаряда.

Попробуйте, чтобы трубы, закрытые на одном конце и выложенные асбестом, дали бы истечение быстро горящего пороха. Найдите место, где нужно натянуть пружину, чтобы установить равновесие, и отметьте время горения и сгоревшую массу (рис. 1). Потом из $Et = mv$ и m подсчитайте скорость. Вероятно, при этом КПД окажется столь низким, что этот метод нельзя будет использовать.

31 января 1909 г.

Можно сделать приспособление вроде следующего. Каждое отверстие A должно быть меньше другого, пропорционально размерам цилиндра (рис. 2). В нужный момент, когда порох почти сгорел, цилиндр открепляется и сбрасывается вниз— и так один за другим [7].

Если говорить о прочности, а следовательно, и экономии конструкционного материала, то лучше всего для камеры подойдет сферическая форма.

Отверстия A должны быть достаточно маленькими, чтобы обеспечить полное сгорание, но, однако же, достаточно большими, чтобы не вызывать слишком большое трение.

Если используется взрывчатое вещество типа нитроглицерина, то вышеизложенные расчеты могут оказаться неприменимыми.

Взрывчатое вещество может быть послано на некоторую высоту, но первоначальное его количество должно быть большим, поэтому первоначальная масса должна быть также большой и, следовательно, возникнет торможение из-за трения воздуха, требующее большей скорости от пушки. Можно также легко сконструировать пушку для запуска снаряда другим способом. Если



Рис. 1



Рис. 2

метод, основанный на использовании взрывчатого вещества, окажется неприменим, то это будет по той причине, что нужная первоначально очень большая масса не может быть уменьшена при этом способе.

Отправление с планеты, на которой осуществлена посадка, может быть выполнено при помощи взрывчатых веществ (если на самой планете не окажется других средств), посланных с Земли в нужное место планеты точно таким же образом и управляемых по радио с этой планеты.

Экспериментально высоту, на которую можно было бы поднять небольшую массу нашим способом, можно определить триангуляцией, используя спектроскопический телескоп и взрывчатое вещество определенного спектра.

2 февраля 1909 г.

Перерасчет

1 г $(H_2 + O) = 3833$ кал. Для 2 фунтов $= 3833 \cdot 2 \cdot 453 = 3\,473\,000$ кал $= 14{,}43 \cdot 10^{13}$ эрг. Чтобы перевести эрги в фут/фунты для кинетической энергии, используйте (ML^2) или помножьте на $1/405\,000 : 1/453 \cdot 30^2 = 3{,}6 \cdot 10^8$ фут/фунт. Эта энергия 2 фунтов используется для приобретения скорости; из 3 фунтов 1 фунт направляется вперед за счет выбрасывания 2 фунтов в обратном

направлении... Отсюда

$$3{,}6\cdot 10^8 = \tfrac{1}{2}(1\cdot v^2) + \tfrac{1}{2}[2(v/2)^2] + \tfrac{1}{2}(2v^2)$$ [8]

часть, посланная вперед; импульс пороху, направленный вперед; скорость пороха и стекающего назад относительного снаряда

или $14{,}5\cdot 10^8 = 7\cdot v^2$; $v^2 = 2{,}07\cdot 10^8$; $v = 14\,300$ фут/с

Отсюда имеем (в фунтах):

	При КПД 100%			При КПД 50%		
Конечная масса	1	200	500	1	200	500
Общая масса:						
для H_2O	16	3 200	8 000	45	9 000	22 500
для нитроглицерина	45	9 000	22 500	243	48 600	121 500
для орудийного пороха	243	48 000	121 500	2187	437 400	1 093 500

Поскольку орудийный порох дает нам результат, близкий к 1500 и 750 кал/г, т. е. половину и четверть энергии H_2O соответственно, то требуемая скорость составляет 35 000 фут/с, а если v входит сюда n раз, то общая масса должна быть $3^n \times$ конечную массу, так как только треть ее остается после каждого увеличения скорости v.

Вероятное значение для 500 фунтов находится между 20 и 60 т или более... Нужно использовать вещество, которое превращается в газ и, следовательно, не вызывает эрозии. Истекающие газы, разумеется, не должны уносить тепло. Это значение не является слишком уже неприемлемым.

В обычных ракетных смесях выбрасываются твердые частички, которые горят, вызывая тем самым трение и потерю тепла. Следовательно, для них потребовалась бы масса весом более, чем в 500 т, и, вероятно, поэтому эти смеси не могут быть использованы.

Попробуйте, если возможно, устройство с получением струи от взрыва газообразных H и O, сжатых в маленьких баках, из которых они соответственно расходуются, при этом КПД может быть 40 или 50%.

Для того чтобы добиться 50%-ного КПД, понадобятся, наверно, маленькие взрывательные камеры и патрубки, в которые подается (не слишком резко) взрывчатое вещество. Но их также должно быть немного. Другое решение — большие камеры с высоким давлением — потребует большого количества металла и значительно снизит эффективность на фунт взрывчатого вещества.

ПЕРЕМЕЩЕНИЕ В МЕЖПЛАНЕТНОМ ПРОСТРАНСТВЕ[1] НАБРОСОК СТАТЬИ

Вустер, 10 сентября — 11 октября 1913 г.

Важность темы: с чисто научной точки зрения эта проблема рассмотрена в уже подготовленной для издания рукописи. С другой стороны, в том, что связано с геологией, изучением обратной стороны Луны, изучением цветовых и иных характерных особенностей планет, она дает возможность получить результаты, значительно превосходящие те, что могут быть достигнуты с помощью телескопа, установленного на поверхности Земли, если, конечно, диаметр такого телескопа не будет равняться тысячам футов. Это доказывают законы дифракции. С экономической точки зрения перемещение в межпланетном пространстве должно быть достаточно эффективным, чтобы можно было обеспечить непрерывность совершенствования его методов. Если мы понимаем, что эволюция, пройдя через эпохи, достигла в человеке своей вершины, то непрерывность жизни и прогресса должна стать высшей целью человечества, поскольку их прекращение было бы величайшим бедствием, какое только можно представить. Это опирается на тот факт, ... как продемонстрировал сэр Джордж Дарвин, что благодаря своей приливо-отливной деятельности Луна будет изменять расстояние от Земли, пока не наступит день, ...равный месяцу. После этого месяц будет короче дня, а Луна приблизится к Земле и, в конце концов, будет совершать вращение над ее поверхностью. По всей вероятности, это окажется губительным для всего живого...

Если бы не этот или же другой подобный катаклизм, то Земля была бы населяема еще долгий период времени. Даже, когда Солнце охладилось бы до такой степени, что температура Земли была бы практически постоянной, то жизнь все равно была бы возможна благодаря исключениям из второго закона термодинамики, если только температура не упала бы слишком низко. Второй закон термодинамики — это статистический закон и он неприменим, когда рассматриваются слишком малые, например броуновские, частицы. Мы можем представить себе устройства, в которых весь поток броуновских частиц движется в одном направлении через пористую перегородку и, следовательно, несет кинетическую энергию.

Это может быть осуществлено, если положительно заряженные броуновские частицы будут двигаться в непроводящей жидкости, если сильное магнитное поле будет параллельно плоскости перегородки, а изогнутые поры и перегородка будут заряжены. Частицы двигались бы по дугам окружностей. (Заметьте: возникнет ли равный и противоположный поток количества движения молекул в противоположном направлении? Если это так, то можно ли его использовать? Если же его нельзя использовать, то можно ли использовать движение одних только броуновских частиц в то время, когда они проходят через перегородку, например чтобы создать поток?) Но даже если бы в течение длительного времени, посвященного разрешению этой проблемы, и удалось обнаружить исключения из второго закона термодинамики, то все же наиболее вероятным было бы продолжение жизни и прогресса на планете, расположенной ближе к Солнцу, или даже на самом Солнце, а воду и газ законсервировать на планете с малой массой. А это опять-таки подразумевает необходимость полетов в межпланетном пространстве[2].

Но если, как было показано выше, Луна может явиться фактором разрушения Земли, то это также благословение с точки зрения необходимости перемещения в межпланетном пространстве[3]. Чтобы понять это, нужно будет обсудить возможные средства таких полетов. Их можно разделить на три класса: средства, находящиеся на поверхности Земли; средства, которые может забрать с собой аппарат, и средства, посланные на аппарат с Земли. Все эти средства обсуждаются в уже упомянутой рукописи. В любом случае нужно будет противодействовать веществу, а не эфиру, а для этого потребуется энергия. Некоторые способы, как само собой очевидно, неосуществимы. Например, отталкивание от атмосферы Земли, ...земного магнитного и земного электростатического полей.

Кроме того, едва ли мыслима отрицательная гравитация, поскольку аппарату пришлось бы обладать колоссальной потенциальной энергией, меняющейся с высотой. Никаких изменений не было обнаружено, но, однако, маленькое изменение теоретически возможно. Другие средства, неосуществимые в силу трудностей,— это послать массу на аппарат из пушки, находящейся на Земле, или послать энергию с Земли в виде эфирных волн какой-либо длины; в последнем случае посылаются плоские волны или же — на отдаленные расстояния — сфокусированные лучи. Что касается накопления кинетической энергии быстро движущимися заряженными частицами и использования внутриатомной энергии, то это не является столь уж нереальным. Еще остается способ обеспечения аппарата одновременно энергией и массой для реакции в виде массы, содержащей энергию химических соединений, т. е. это аппарат типа ракеты. Это вполне осуществимо, возникает только вопрос относительно величины требуемой начальной массы.

Чтобы заставить заряженные частицы быстро двигаться по замкнутым траекториям в сосуде, необходимо иметь практически совершенный вакуум. Как это будет показано, практически ни одна чужеродная молекула не может быть туда допущена, но весьма вероятно, что такой глубокий вакуум никогда не сможет быть достигнут из-за газов, которые медленно, но постоянно выделяются из стенок сосуда. Тем не менее достаточно глубокий вакуум может быть получен следующим образом. Металлическую пластину заставляют отдавать электроны фотоэлектрическим способом. Эти электроны заставляют двигаться в ограниченном пространстве методом, описанным в патенте, заявленном автором в апреле 1913 г. [4] Удары по молекулам газа, здесь присутствующего, ионизируют эти молекулы, которые затем направляются в два гнезда с кокосовым древесным углем, заряженных соответственно положительно и отрицательно. Доступ же к фотоэлектрической пластине затрудняется ввиду того, что она имеет меньший отрицательный потенциал, чем отрицательно заряженный древесный уголь, а кроме того, если возможно, то перед пластиной должно быть сужение. Большинство ионов будут положительными, соответственно результатам Пфанда («Физикл ревью», 1911 или 1912 гг.). Пфанд обнаружил, что кокосовый древесный уголь особенно хорошо абсорбирует. Анализ показывает, что для удержания заряженных частиц или ионов, движущихся по замкнутым траекториям (самая простая траектория, конечно, окружность), нужно использовать магнит или проводник с током. Далее, центробежные силы должны давать на магнитных полюсах результирующую, близкую к нулю или соответствующую этому току. Простой расчет показывает, что нельзя использовать ионы исключительно одного только знака из-за колоссальных электростатических сил, которые вследствие этого развиваются. Что может быть единственно использовано, так это группы ионов с противоположными знаками, движущихся по окружности, независимо друг от друга, но в противоположных направлениях. Эти «кольца» ионов можно удерживать как независимые при помощи электростатических или магнитных средств.

Но, если эти «кольца» не будут значительно отделены друг от друга (а в связи с этим и аппарат будет огромного размера), то, даже если для разделения «колец» будут применяться перегородки, возникнут немалые трудности, а именно: если присутствует какой-либо свободный газ или же он высвобождается из стенок и т. д., то равновесие будет мгновенно нарушено, поскольку один отклонившийся и ударивший в стенку ион повлечет за собой другие (как у газов при нагревании) и число таких отклонившихся ионов внезапно колоссально возрастет.

Другим способом, который не кажется невыполнимым и до настоящего времени не было доказано, что он нереален, является получение энергии из самого атома. Едва ли это можно сделать с помощью света. Как известно, свет извлекает электроны

из атомов, но эта ионизация не является распадом, так как атом при этом сохраняет свойства элемента, который он представляет, и возвращается в свое первоначальное состояние при рекомбинации с помощью одного или более электронов. Самые высокие из получаемых частот — импульсы рентгенова излучения — вызывают случаи простейшей ионизации атома, хотя, вероятно, с участием других групп электронов, нежели те, которые возбуждаются более низкими частотами. Увеличение интенсивности света бесполезно, так как при этом только возрастает количество атомов, которые ионизируются до такой же степени. Единственный способ «встряхнуть» атом — это вызвать столкновение между ним и другим атомом. Дж. Дж. Томсон показал, что атом ртути можно «встряхнуть» достаточно резко, чтобы заставить его потерять восемь электронов, т. е. стать в полной мере ионизированным ⟨...⟩.

Метод получения атомных или молекулярных столкновений, на который автором была сделана патентная заявка в апреле 1913 г., в состоянии обеспечить весьма мощные соударения атомов (при столкновении двух потоков противоположно заряженных атомов, движущихся в противоположных направлениях с самой большой скоростью, какую только можно получить, достигается относительная скорость, в *два раза* большая скорости движения, а относительная кинетическая энергия при этом *возрастает вчетверо*) [5]. Кроме того, этот метод предотвращает потерю энергии при случайных соударениях, не считая, конечно, *скользящие* соударения этих двух потоков (можно ли их исключить?), потому что конструкция этого аппарата заставляет *все* ионы двигаться внутри ограниченного пространства, пока не произойдет столкновение. Но даже этот аппарат, вероятно, ничего не даст, кроме ионизации, потому что, насколько известно, эти резкие удары со стороны радиоактивных атомов вызовут только ионизацию; и разумеется, они даже не повышают в какой-либо мере скорость распада внутри самого радиоактивного вещества, иначе такие вещества продемонстрировали бы постепенно увеличивающуюся скорость распада.

Если же мы, однако, рассмотрим устройство типа ракеты, то сразу увидим, что такой аппарат может покинуть Землю, если предположить, что он целиком изготовлен из горючего материала, при горении которого выбрасываются в обратном направлении газообразные продукты сгорания. Такая возможность тем не менее реальна, если даже начальная масса была бы в несколько тонн, а конечная — лишь доли фунта. Если бы не было сопротивления воздуха, то была бы необходима скорость в 6,95 миль/с, но теоретические расчеты, сделанные автором, показывают, что для пироксилинового пороха при КПД в 70% для конечной массы в 1 фунт понадобилась бы первоначальная масса весом всего лишь в 16 (?) фунтов [6]. Скорость истечения в этом случае равнялась бы 8000 фут/с. Эта теория была расширена методом аппроксимации

с целью включения сюда сопротивления воздуха и действия силы тяжести. В этом случае начальная масса, дающая возможность покинуть Землю, составляет 500 фунтов на 1 фунт [7]. Ракеты, созданные до настоящего времени, оказались чрезвычайно неэффективными. Автором предложены три кардинальных усовершенствования, а именно: сопло, обеспечивающее расширение и полное сгорание и вследствие этого гарантирующее такую же самую высокую эффективность, какую получают в соплах паровых турбин; использование множества ракетных устройств, которые срабатывают последовательно, причем каждый последующий аппарат легче и меньше предыдущего; и, наконец, для снижения веса прочей массы до 5—10% от массы сжигаемого вещества применение вместо камеры, окружающей вещество и весящей больше, чем само вещество, маленькой камеры, столь же эффективной, что и большая, но в которую вещество подается из магазина.

Описание первых двух усовершенствований дано в патенте, заявленном в октябре 1913 г.[8]

Таким образом, было бы не очень сложным делом сконструировать аппарат с использованием пироксилинового пороха и КПД в 70%, при этом, как уже было сказано, потребовалось бы первоначально 500 фунтов для запуска с Земли 1 фунта. Водород и кислород дают, конечно, самую большую энергию при сгорании, но ради уменьшения веса пришлось бы иметь водород в жидком состоянии, а кислород — в твердом, а это повлекло бы за собой трудности бóльшие, нежели затруднение с большей массой при использовании пироксилина. Скорость же истечения и в два раза не превысила бы скорость истечения при использовании пироксилина.

Таким образом, было бы также сравнительно простым делом послать достаточное количество магниевого порошка на темную поверхность новорожденной Луны, чтобы получить вспышку, видимую с Земли [9]. Но если бы послать туда какой-либо хрупкий аппарат или же оператора, то тогда при посадке пришлось бы снижать скорость. А это потребует гораздо бóльшую массу [топлива]. Однако еще бóльшая масса потребовалась бы для возвращения, т. е. для того, чтобы покинуть Луну и совершить мягкую посадку на Земле, хотя в этом последнем случае в качестве тормоза можно было бы использовать сопротивление атмосферы и круговое вращение. Полет на Луну дает особенно большие преимущества, так как она расположена поблизости от Земли и потому, что для посадки на Луну и взлета с нее потребуется гораздо меньшая масса [топлива], нежели потребовалось бы для полета к любой планете Солнечной системы. А как только Луна будет достигнута, то ее можно будет использовать как стартовую базу при полете к различным планетам. Горючий материал можно доставлять на Луну по частям, или же, еще лучше, если можно будет производить его (т. е. H и O) прямо там, из материа-

лов, находящихся на поверхности Луны. Общая масса для полета с Луны к планете будет примерно такой же или даже меньшей, чем требуется для полета с Земли к Луне. Следовательно, то, что несет человечеству разрушение, окажется также и средством его спасения.

Едва ли стоит обсуждать трудности, связанные с обеспечением пищей, воздухом и теплом, поскольку два первые вопроса уже были решены в связи с подводной лодкой; что же касается третьего, то сосуд Дьюара (или более популярно — «термос») уже употребляется для жидкого гелия, который, по-видимому, имеет температуру межпланетного пространства на стороне аппарата, не освещенной Солнцем. Трудность, до сих пор не рассмотренная, касается столкновений с метеорами. В большинстве случаев относительная скорость была бы так велика, что едва ли могла бы быть использована броня, даже мягкая сталь с поверхностным упрочнением, так как металл оказался бы столь хрупким, что, как показывает современная теория и практика артиллерии, при ударе превратился бы в порошок. Было бы интересно провести эксперименты с подобными веществами на очень больших скоростях. Самое большее, что может быть сделано в будущем,— это избегать известные метеорные потоки, построить длинный и узкий аппарат с осью по направлению ожидаемой атаки, а также использовать взрывчатые вещества по методу Шпренгеля, т. е. использовать смесь двух веществ, каждое из которых невоспламеняющееся и которые до момента употребления хранятся раздельно. При этом способе лучше всего применить водород и кислород. Но несмотря на опасность столкновения, возможность такого столкновения все же относительно невелика.

Простейший расчет проясняет важное обстоятельство. Если для пересылки аппарата с Луны на какую-либо планету, например на Марс, будут использованы только описанные до сих пор средства, то время перелета будет неприемлемо долгим. Если же для увеличения скорости взять с собой достаточно большую массу с тем, чтобы время путешествия сократилось до разумных пределов, то эта масса окажется огромной. Поэтому предлагается рассмотреть возможность использования в пути солнечной энергии с тем, чтобы увеличить скорость взятой с собой массы, предпочтительно, конечно, массы, содержащей химическую энергию, которая может быть использована для обеспечения движения. Едва ли солнечная энергия могла бы быть применена для начального подъема или посадки, так как и то и другое происходит очень быстро из-за сил гравитации. Солнечная энергия может быть сфокусирована в бойлер, снабженный окном, с тем чтобы использовать пар в турбине с двумя движущимися дисками с электромагнитными катушками на них, так что между соприкасающимися частями образуются силы, и поэтому нет необходимости в тяжелом вале ⟨...⟩

ПРОБЛЕМА ПОДНЯТИЯ ТЕЛА НА БОЛЬШУЮ ВЫСОТУ НАД ПОВЕРХНОСТЬЮ ЗЕМЛИ [1]

Вустер, 21 августа 1914 г.

Эта проблема связана с возможностью решения двух задач: первая — поднятие аппаратов с самозаписывающими приборами на большую высоту и спуск их обратно на Землю при помощи специальных парашютов; вторая — посылка аппаратов на такие большие расстояния от Земли, что аппараты попадут под влияние гравитационного притяжения другого небесного тела.

ВАЖНОСТЬ ПРЕДМЕТА ИССЛЕДОВАНИЯ

Рассматривая первую из обсуждаемых задач, следует помнить, что наибольшая высота, достигаемая в настоящее время метеорологами при помощи «зондирующих воздушных шаров», составляет приблизительно 20 миль. Эти воздушные шары приобрели международное значение, тем не менее высота их полета ограничена 20 милями и никаких средств для превышения этой высоты до сих пор не было предложено.

Однако если мы намерены исследовать такие вопросы, как высота и состав верхних слоев атмосферы; верхний предел инверсионного слоя атмосферы, в котором температурный градиент является положительным при увеличении высоты; природа полярного сияния; ультрафиолетовый спектр небесных тел; природа альфа- и бета-частиц (радиоактивных и термоэлектронных) и гамма-лучей, испускаемых Солнцем, то потребуется достижение во много раз большей высоты.

Что касается второй из рассматриваемых задач, то никакого способа посылки тела во внеземное пространство никогда серьезно не предлагалось [2].

Так как едва ли можно ожидать, что разрешающая способность телескопов когда-либо увеличится во много раз по сравнению с достигнутой в настоящее время, представляет интерес рассмотрение указанной задачи в более широкой постановке и выяснить, что может быть достигнуто при помощи аппаратов, которые могли бы не только покинуть гравитационное поле Земли, но и возвратиться на Землю, спускаясь со сравнительно малой скоростью.

Присутствие человека при этом не обязательно, поскольку для решения многих вопросов достаточно послать небольшие аппараты, способные проводить фотосъемку автоматически [3].

Ценность такого аппарата для изучения эволюции планет очевидна из нескольких простых расчетов. Допустим, что фотокамера могла бы покинуть Землю, облететь Луну и возвратиться обратно. Если бы она имела объектив с апертурой 1 фут и прошла на расстоянии 500 миль от поверхности Луны, она обеспечила бы разрешающую способность $^1/_{600\ 000}$, т. е. такую же, как объектив с апертурой 443,2 фута на поверхности Земли в момент нахождения Луны на ближайшем расстоянии от Земли, т. е. 221 614 миль (по Нейсону); при такой разрешающей способности можно было бы рассмотреть на Луне предметы размером 3,9 фута [4].

Даже если бы такой аппарат облетел планету Марс и прошел на расстоянии 1000 миль от ее поверхности, то объектив его фотокамеры был бы эквивалентен объективу с апертурой 6,6 мили, находящемуся на поверхности Земли, когда расстояние между Землей и Марсом наименьшее, т. е. 35 050 000 миль. При этом на поверхности Марса можно было бы различить предметы размером 8,8 фута.

Вряд ли имеются основания для предположений, что какой-либо находящийся на поверхности Земли телескоп сможет когда-либо соперничать с такими аппаратами в изучении селенографии и планетных образований. Помимо предоставления возможности сфотографировать обратную сторону Луны — район, занимающий около 41% общей ее поверхности, что не может быть сделано иным способом, такие фотографирующие аппараты могли бы дать информацию о природе зодиакального света, солнечной короны и о строении комет.

ИСПОЛЬЗУЕМЫЙ МЕТОД

Теория для каждой из этих задач одна и та же, за исключением некоторых второстепенных деталей. Основные законы механики вместе с фактом, что так называемый космический эфир не может оказать противодействие *, упрощают решение задачи. Во-первых, на рассматриваемую систему третий закон Ньютона о движении должен распространяться. Во-вторых, энергия, поступающая из одного или нескольких источников, должна быть использована для придания кинетической и потенциальной энергии поднимаемому аппарату и кинетической энергии веществу, реактивное истечение которого сообщает аппарату необходимое движение, а также для преодоления сопротивления воздуха.

Мы сразу же оказываемся ограничены средствами движения, в которых используется реактивное истечение струи газов. Это

* Так называемое радиационное давление, в сущности, является противодействием потоку энергии.

станет понятным из нижеследующих рассуждений. Первое: количество вещества, при отбрасывании которого возникает необходимая реактивная сила, в аппарате должно быть по возможности минимальным. Второе: запас энергии в аппарате должен быть по возможности максимальным.

В настоящее время наибольшее количество доступной энергии при затратах наименьшего количества вещества возможно получить в виде химической энергии *.

И вещество, и энергия для реактивного движения должны получаться из материала, при сгорании или взрыве которого освобождается большое количество энергии, выбрасывающей образовавшиеся продукты. Таким материалом является смесь пироксилинового пороха с камфорой в пропорциях, не вызывающих детонирования, т. е. горения с огромной интенсивностью.

Очевидно, аппарат должен быть сконструирован по принципу обычной ракеты.

Высота, на которую может подняться обычная ракета небольшого размера, конечно, крайне ограничена. Это является следствием того, что часть ракеты, которая снабжает ее энергией, составляет довольно небольшую долю в общей массе ракеты, а также того, что только часть энергии превращается в кинетическую энергию отбрасываемой массы. Поэтому обычная ракета является очень неэффективным аппаратом.

Автор не сомневается, что, применяя некоторые новые принципы, можно достичь КПД, равного 60% или более; оценка сделана в предположении, что ракета целиком состоит из сгорающего или взрывающегося материала.

Ввиду того что эти принципы представляют практическую ценность для военных целей, автор защитил себя, запатентовав их; описание этих патентов прилагаются к данному исследованию [5].

В этих патентах можно, по существу, выделить три основных принципа, имеющих отношение к КПД.

Первый принцип касается термодинамического КПД и заключается в использовании сопла надлежащей длины и конусности, через которое выбрасываются газообразные продукты сгорания. Таким образом достигается преобразование работы расширяющихся газов в кинетическую энергию, а также обеспечение полного сгорания [6].

---

* Теоретически атомы всех элементов содержат значительно бóльшие количества энергии, однако в настоящее время неизвестны способы ее получения в достаточном для практических нужд количестве. Уместно отметить также, что очень высокая электропроводность свинца при температурах жидкого гелия, установленная Камерлингом Оннесом (Париж, Академия наук, 1 июля 1914 г.), не дает способов накопления неограниченных количеств энергии в виде электрического тока, вследствие «максвелловского напряжения», вызываемого магнитным полем. Поэтому при применении длинного соленоида будет создаваться поверхностное давление на намотку, равное $H^2/8\pi$ на единицу площади, где H — магнитное поле соленоида.

Два других принципа связаны с увеличением КПД за счет возможно большего увеличения отношения массы сжигаемого материала к общей массе аппарата.

Второй принцип воплощен в конструкции устройства перезарядки для подачи топлива, при помощи которого мелкими порциями сжигаются огромные массы топлива в небольших прочных камерах сгорания [7].

Третий принцип заключается в использовании первичных и вторичных ракетных аппаратов. Вторичный аппарат, представляющий собой в миниатюре копию первого, запускается в тот момент, когда достигнут предел высоты за счет работы первичного аппарата.

ПОСТАНОВКА ЗАДАЧИ

Аналитическая формулировка третьего закона Ньютона для ракеты получена путем приравнивания количества движения в момент t к количеству движения в момент $t + dt$ плюс импульс силы, создаваемые R и g:

$$(M - m)v = (v - c)dm + (M - m - dm)(v + dv) + \\ + [R + g(M - m)]dt,$$

где M — начальная масса ракеты; m — масса сгоревшего и отброшенного из ракеты топлива к моменту t; v — скорость ракеты в момент t; c — скорость истечения отбрасываемой массы (эта скорость, очевидно, является постоянной) *; R — сила сопротивления воздуха; g — ускорение силы тяжести; dm — масса сгоревшего и отброшенного из ракеты топлива за время dt; dv — приращение скорости, сообщаемое оставшейся массе ракеты.

Приведенное уравнение при исключении членов порядка выше первого сводится к виду

$$cdm = (M - m)dv + [R + g(M - m)]dt. \qquad (1)$$

Обычно для получения уравнений движения третьего закона Ньютона недостаточно и следует использовать также принцип сохранения энергии.

Аналитическая формулировка принципа сохранения энергии для рассматриваемого случая получена путем приравнивания энергии, развиваемой массой dm при ее сгорании, к приросту кинетической энергии собственной массы, включая dm, и энергии, расходуемой на преодоление силы тяжести и сопротивления воздуха.

* Следует отметить, что c, строго говоря, не является постоянной, поскольку общее количество тепловой энергии ракетного топлива полностью преобразуется в кинетическую энергию только при термодинамическом КПД, равном 100%, т. е. это утверждение справедливо только тогда, когда реакция протекает при температуре, равной абсолютному нулю, и при нулевом давлении [8]. Но поскольку температура горения веществ, которые будут рассмотрены ниже, значительно превышает температуру атмосферы, термодинамический КПД также будет высоким и может считаться постоянным и равным почти 100%.

Мы имеем

$$Edm = {}^1/_2 dm\,[v - (c - dv/2)]^2 + {}^1/_2\,(M - m - dm)\times$$
$$\times(v + dv)^2 - {}^1/_2\,(M - m)v^2 + [R + g\,(M - m)]ds,$$

где E — энергия, выделенная при сжигании единичной массы используемого вещества; ds — расстояние по вертикали, на которое ракета перемещается за отрезок времени dt.

Заметим, что, когда вся энергия сгоревшего вещества dm преобразована в кинетическую энергию этой же массы dm, мы имеем

$$Edm = {}^1/_2 c^2 dm; \tag{2}$$

кроме того,

$$ds = vdt. \tag{3}$$

Используя эти два соотношения в уравнении, выражающем принцип сохранения энергии, и пренебрегая членами порядка выше первого, получим

$$cdm = (M - m)dv + [R + g\,(M - m)]dt,$$

которое оказывается идентичным уравнению (1).

ОБСУЖДЕНИЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ

С самого начала следует заметить, что уравнение (1) является уравнением первого порядка, когда выражено через m, v и t, как сделано выше, или же m, v и s, однако оно является уравнением второго порядка, когда выражено через m, s и t.

Выбор переменных будет зависеть от выбора выражений для R, g через v, s и t — должны быть выбраны выражения наименьшей сложности.

Выражение для величины R на 1 см^2 поперечного сечения, хорошо согласующееся с экспериментальными результатам для снарядов с оживальными головками, полученными при атмосферном давлении *, дается А. Мэллоком («Труды Королевского общества», т. 79А, 1907) в следующем виде:

$$R = {}^1/_4\rho_0\ {}^1/_2 v^2 + (1 - A)^{0,354} + 1{,}35\cdot 10^{-7}\,(v' - a)^2, \tag{4}$$

где ρ_0 — плотность невозмущенного воздуха; a — скорость звука; v' — скорость звука в слое воздуха непосредственно перед снарядом, принимаемая равной v, при $v' > a$;

$$A = \left(1 - \frac{\gamma - 1}{2}\frac{v^2}{a^2}\right)^{\gamma(\gamma-1)},$$

где γ — соотношение двух удельных теплоемкостей для воздуха.

* Уравнение (4) было получено Мэллоком из эмпирического выражения, хорошо согласующегося с экспериментами, выполненными при нормальной плотности атмосферы. Следовательно, для воздушной среды, менее плотной, чем при нормальных условиях, правая часть уравнения (4) должна быть умножена на коэффициент, пропорциональный изменению плотности.

Фактическое сопротивление определяется умножением уравнения (4) на площадь поперечного сечения, скажем S, и на отношение плотности ρ к плотности при атмосферном давлении ρ_0.

Наиболее удобно плотность может быть выражена как функция s.

Если бы S могла считаться постоянной на протяжении всего подъема, можно было бы выразить R наиболее просто, как функцию v и s.

Однако в действительности S ни в коем случае не может считаться постоянной, если требуется обеспечить высокий КПД, поскольку при уменьшении массы аппарата во время подъема его поперечное сечение также должно уменьшаться, оставаясь в пропорции к массе по возможности меньшим. В упомянутых описаниях патентов в связи с этим предусмотрено обеспечение этого условия, базирующееся на идее применения первичной и вторичной ракет.

Очевидно, S все время принимало бы наименьшие допустимые значения, если S была бы функцией $(M - m)$, т. е.

$$S = A\,(M - m)^{2/3}, \tag{5}$$

где A — коэффициент пропорциональности.

Это уравнение выражает тот факт, что форма ракеты все время остается подобной форме, которую она имела на старте, или, выражаясь иначе, S должна изменяться пропорционально квадрату линейных размеров, в то время как масса $M - m$ изменяется пропорционально кубу.

«Поверхностное трение» на боковой поверхности аппарата приниматься во внимание не будет. Для скоростей, превышающих скорость звука, это вполне допустимо при условии, что поперечное сечение головной части аппарата является наибольшим, как это показано на чертежах, прилагаемых к описанию патента.

Задача стала бы значительно труднее, если бы в расчетах использовалась правая часть уравнения (5), где S выражается в виде некоторой функции высоты s, довольно близкой к правой соответствующей части уравнения (5).

Как видно из вышеизложенных рассуждений, с учетом того факта, что сила тяжести g является собственно функцией s, уравнение движения (1) станет наименее сложным, если будет выражено через m, v и s. Поэтому, когда переменная t в уравнении (1) заменяется на s, то с помощью соотношения (3) мы получим

$$cdm = (M - m)dv + 1/v\,[R_{(v,s)} + g_{(s)}\,(M - m)]ds. \tag{6}$$

ИНТЕГРИРОВАНИЕ УРАВНЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ И УСЛОВИЯ ДЛЯ МИНИМАЛЬНОЙ НАЧАЛЬНОЙ МАССЫ

Как уже было установлено, успех метода расчета зависит от возможности использования таких исходных масс топлива, которые не являются непрактично большими. Это, разумеется, равно-

значно высказыванию, что масса m, отброшенная к моменту времени t, должна быть минимальной. Получение условий для минимума массы m связано с интегрированием уравнения движения.

То, что минимальная масса m существует, когда требуемой массе следует придать соответствующую направленную вверх скорость на заданной высоте, интуитивно ясно из следующих рассуждений.

Если на какой-либо промежуточной высоте скорость подъема будет очень большой, сопротивление воздуха R (зависящее от квадрата скорости) также будет большим. С другой стороны, если скорость подъема будет очень небольшой, то для преодоления гравитации потребуется применять силу на протяжении большого отрезка времени. В обоих случаях масса, которая должна быть отброшена, будет чрезмерно большой. Тогда очевидно, что в каждой точке подъема скорость должна иметь некоторую определенную величину, и требуется определить вид частной функции скорости по высоте s.

Уравнение (6) является простым дифференциальным уравнением с тремя переменными: m, v и s. Оно не интегрируется, в чем можно убедиться, применив условие интегрируемости. Для решения уравнения (6) необходимо принять некоторое соотношение между m, v и s, что может быть выполнено совершенно произвольно.

Из того, что уже было сказано, следует, что должна быть возможность выбора функции f, определяемой уравнением

$$v = f(s), \tag{7}$$

при которой m будет иметь минимальное значение.

Из практических соображений следует рассматривать аппарат, стартующий из состояния покоя, так что

$$f(s_0) = 0. \tag{8}$$

Для любого заданного значения s (т. е. высоты) будет иметься соответствующее значение функции $f(s)$, определяемой уравнением (7), а следовательно, и соответствующее минимальное m.

С помощью уравнения (3) и полагая, что $dv = f'(ds)$ (т. е. $f' = dv/ds$), можно выразить уравнение (6), как

$$\frac{dm}{ds} + m\left(\frac{f'}{c} + \frac{g}{cf}\right) = \frac{M}{c}\left(f' + \frac{g}{f}\right) + \frac{R}{cf}\,[9],$$

интеграл которого по массе m следующий:

$$m = \exp\left[-\int\left(\frac{f'}{c} + \frac{g}{cf}\right)ds\right]\int\limits_{s_0=0}^{s'} \times$$
$$\times\left\{\exp\left[\int\left(\frac{f'}{c} + \frac{g}{cf}\right)ds\right]\frac{1}{c}\left[M\left(f' + \frac{g}{f}\right) + \frac{R}{f}\right]\right\}ds. \tag{9}$$

Чтобы найти условия для минимального m, следует принять равным нулю dm. Необходимая после этого процедура для определения $f(s)$, как видим, очень сложна.

РЕШЕНИЕ ПРИБЛИЖЕННЫМ МЕТОДОМ

Чтобы составить некоторое представление о возможностях этого метода и в то же время избежать трудностей, которые имеют место при использовании только что изложенного основного метода, воспользуемся следующим фактом: если мы разделим высоту от s_0 до s' на большое количество участков, допустим n, мы можем полагать тогда, что R, g, а также ускорение постоянны на протяжении каждого интервала.

Если мы обозначим через a постоянное ускорение на любом интервале, определенное отношением $v = at$, то вместо уравнения движения (6) будем иметь следующее линейное уравнение первой степени относительно m и t:

$$dm/dt = [(M - m)(a + g) + R]/c. \qquad (10)$$

Это уравнение после умножения и деления правой части на $(a + g)$ имеет вид

$$m = \exp\left(-\frac{a+g}{c}t\right)\frac{M(a+g)+R}{a+g} \times$$
$$\times\left[\int \exp\left(\frac{a+g}{c}t\right)\left(\frac{a+g}{c}\right)dt + C\right] =$$
$$= \exp\left(-\frac{a+g}{c}t\right)\frac{M(a+g)+R}{a+g}\left[\exp\left(\frac{a+g}{c}t\right) + C\right],$$

где C — произвольная постоянная.

Эта постоянная сразу определяется равной 1 из условия равенства m нулю при $t = 0$. Тогда

$$m = \left(M + \frac{R}{a+g}\right)\left[1 - \exp\left(-\frac{a+g}{c}t\right)\right]. \qquad (11)$$

Это уравнение применимо, конечно, для каждого интервала, в которых R, g и a полагаются постоянными.

Можно произвести дальнейшие упрощения, если для каждого интервала определим, *какая потребуется начальная масса M, если конечная масса равна одному фунту.* Тогда величина начальной массы, необходимой для движения аппарата через n интервалов, будет произведением n величин, полученных таким способом.

Если конечная масса $(M - m)$ составляет 1 фунт (т. е. единицу), мы имеем $M = m + 1$ и, применяя это соотношение в уравнении (11), получим

$$M = \frac{R}{a+g}\left[\exp\left(\frac{a+g}{c}t\right) - 1\right] + \exp\left(\frac{a+g}{c}t\right). \qquad (12)$$

Из уравнения (12) при R и g, равных нулю, получаем выражение для начальной массы, необходимой для сообщения массе 1 фунт той же скорости в конце интервала:

$$M = \exp(at/c). \qquad (13)$$

Соотношение уравнений (12) и (13) будет, таким образом, определять меру дополнительной массы, необходимой для преодоления двух сопротивлений: R и g.

ПРИМЕНЕНИЕ ПРИБЛИЖЕННОГО МЕТОДА К ЗАДАЧЕ ПОДЪЕМА МАССЫ 1 ФУНТ (*a*) НА РАЗЛИЧНЫЕ ВЫСОТЫ НАД ПОВЕРХНОСТЬЮ ЗЕМЛИ И (*b*) НА БЕСКОНЕЧНО БОЛЬШОЕ РАССТОЯНИЕ

Как уже было объяснено, этот метод заключается в применении уравнения (12)

$$M = \frac{R}{a+g}\left[\exp\left(\frac{a+g}{c}\,t\right) - 1\right] + \exp\left(\frac{a+g}{c}\,t\right),$$

где M — необходимая начальная масса, когда конечная масса составляет 1 фунт; R — сопротивление воздуха в паундалях * на поперечное сечение S (скорость аппарата и плотность воздуха считаются постоянными); a — ускорение в футах на с^2 полагается постоянным; g — ускорение силы тяжести; t — время подъема; c — скорость, которая будет приобретена единичной массой сожженного топлива, если вся имеющаяся при этом тепловая энергия, приходящаяся на единицу массы, будет преобразована в кинетическую энергию этой единичной массы.

Удобнее рассматривать одновременно обе части этой задачи (a) и (b). Высота разбивается на интервалы, достаточно короткие, чтобы позволить считать постоянными величины, входящие в приведенное выше уравнение. С помощью этого уравнения находим значения M для каждого интервала при средних значениях R и g, а затем начальная масса для конечной массы в 1 фунт получается, как произведение этих масс M.

ЗНАЧЕНИЯ ВЕЛИЧИН, ВХОДЯЩИХ В УРАВНЕНИЕ

Приводимые ниже расчеты выполнены для двух видов ракетного топлива — пироксилинового пороха и смеси водорода с кислородом. Первое топливо было выбрано потому, что при смешивании с небольшими количествами других веществ оно образует невзрывающуюся, но быстро горящую смесь с высокой теплотворной способностью. Второе топливо — потому, что из всех возмож-

---

* Паундаль — сила, сообщающая массе в 1 фунт ускорение 1 фут/с^2; 1 паундаль = 0,014 кгс (*Примеч. ред.*).

ных химических превращений оно позволяет получить наибольшее количество тепловой энергии на единицу массы. В случае применения этого топлива оно должно быть жидким, так как газообразные водород и кислород займут большой объем, что приведет к увеличению сопротивления воздуха.

Средства для использования жидкого водорода и кислорода здесь не обсуждаются. Расчеты для каждого из указанных видов топлива будут выполнены параллельно.

Величина *c*

Эта скорость принимается на основе предположения, что результирующий КПД равен 50%; это кажется допустимым, если иметь в виду уже спроектированный аппарат. Полагая КПД равным 50%, считаем, что вся масса ракеты состоит из ракетного топлива.

Теплотворная способность пироксилина и смеси водорода с кислородом составляет соответственно 1039 и 3833 кал/г. Из последней величины нужно вычесть 218,47 кал, представляющих сумму скрытой теплоты испарения жидкостей и удельной теплоемкости газа (от точки кипения до обычной температуры).

Следует отметить, что величина 3833 кал для водорода и кислорода выбрана в предположении, что конечная стадия представляет собой сконденсированный водяной пар, а не газ. В последнем случае теплотворная способность была бы примерно на 500 кал меньше.

Кроме того, в нижеследующих расчетах будет приниматься, что термодинамический КПД составляет 100%, т. е. все 50% тепловой энергии преобразуются в скорость отбрасываемой массы. Как уже было сказано выше, это допущение не приведет к серьезной ошибке, поскольку температура горения обоих видов ракетного топлива очень высока по сравнению с температурой атмосферы.

Значения скорости *c* для каждого из указанных видов топлива приведены в табл. 1. Эти величины получены путем перевода 50% получаемой тепловой энергии в калориях на 1 фунт в эрги на 1 г и дальнейшего пересчета их в фут-паундали на 1 фунт путем умножения на $1/(453 \cdot 30{,}4^2)$.

Таблица 1

[Топливо]	Калории (при 100%-ном КПД)	Эрги (при 50%-ном КПД)	Фут-паундали, *E*	Скорость *c*, фут/с
Пироксилиновый порох	1039	22 086 150 000	23 800 000	6890
Водород и кислород	3 614,53	65 220 000 000	70 900 000	11 900

Полученное значение энергии соответствует члену E уравнения (2), по которому соответствующие значения c в футах в секунду сразу же определяются.

Следует отметить, что поскольку допускаемое количество энергии предполагается равным половине общего количества энергии, *скорость*, которая в конечном счете является главным критерием эффективности реакции, составляет $\sqrt{1/2}$, или 0,7075, от скорости, которая могла бы быть получена при КПД, равном 100%.

Величина R

Среднее значение R для любого интервала наиболее легко получить из графика изменения R в функции v как среднее значение между скоростями, соответствующими началу и концу выбранного интервала. Для этой цели используются три зависимости для трех диапазонов скоростей: от 0 до 1000 фут/с, от 1000 до 3000 фут/с и более 3000 фут/с.

Эти зависимости в системе единиц фут-фунт-секунда изображены на нижеследующих рисунках.

Первая зависимость (рис. 1) дает результаты Франка, полученные в экспериментах с вытянутыми эллипсоидами (в фунтах на 1 кв. дюйм). Следует отметить, что Мэллоком получены слегка завышенные результаты при применении заостренных снарядов, имевших форму обыкновенной пули. Это, возможно, является следствием образования завихрений за снарядом.

Вторая зависимость (рис. 2, *а*) показывает экспериментальные результаты, полученные Мэллоком. Значения сопротивления в фунтах на 1 кв. дюйм были получены на основании экспериментов с заостренными снарядами того же самого типа.

Третья зависимость дана для скоростей от 3000 до 6000 фут/с; от 6000 до 14 000 фут/с и от 14 000 до 37 000 фут/с (рис. 2*b*, 3 и 4). Эти три зависимости дают графическое представление эмпирической формулы Мэллока, которая хорошо согласуется с экспериментальными данными до скорости 4500 фут/с, а поэтому может быть применена и для более высоких скоростей с приемлемой степенью надежности.

Мэллок находит, что для плоской головной части нижеследующее выражение в единицах сантиметр-грамм-секунда хорошо согласуется с экспериментальными данными:

$$R = 1/2\rho v^2 (v'/a)^{0,375}, \qquad (14)$$

где ρ — плотность невозмущенного воздуха; v — скорость снаряда; v' — скорость, с которой волна распространяется в воздухе непосредственно перед снарядом, равна скорости тела, когда последняя превышает скорость звука в невозмущенном газе; a — скорость звука в невозмущенном газе.

При обычной температуре $\rho = 0,0012932$ в системе единиц сантиметр-грамм-секунда («Принципы физики», автор Даниель),

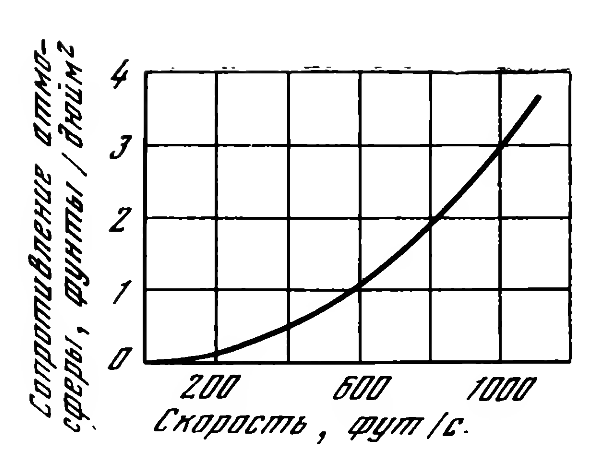


Рис. 1

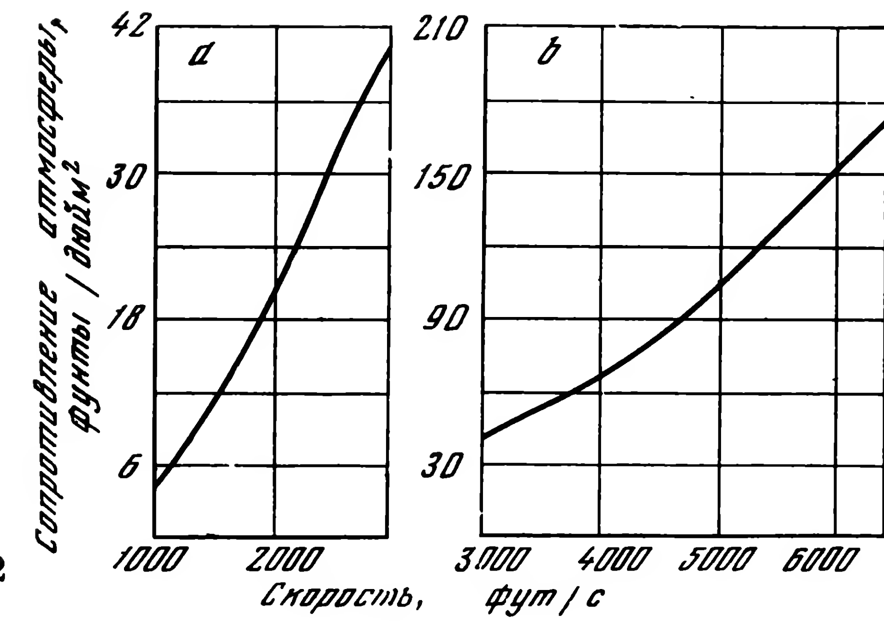


Рис. 2

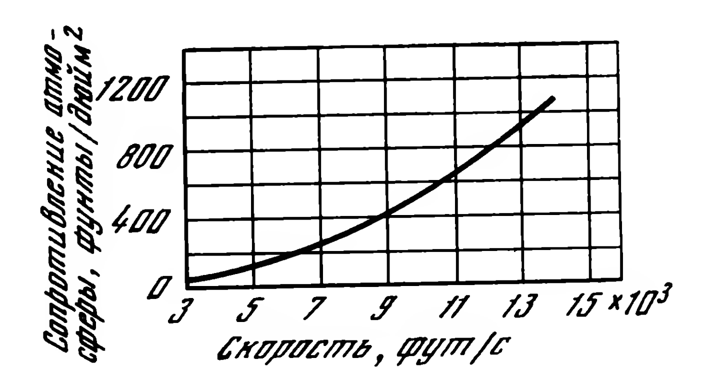


Рис. 3

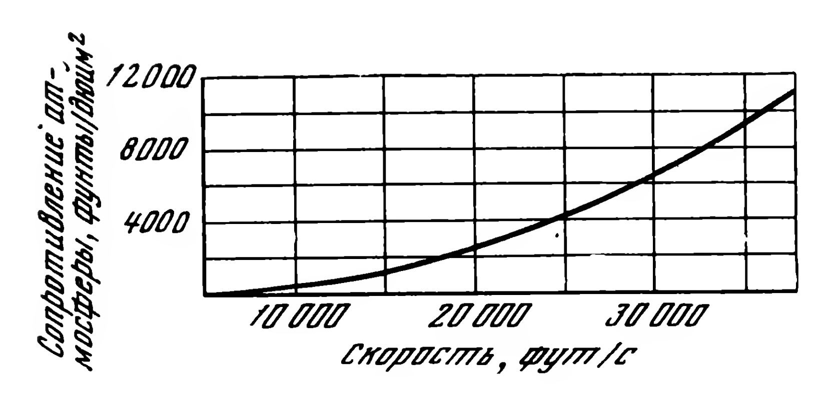


Рис. 4

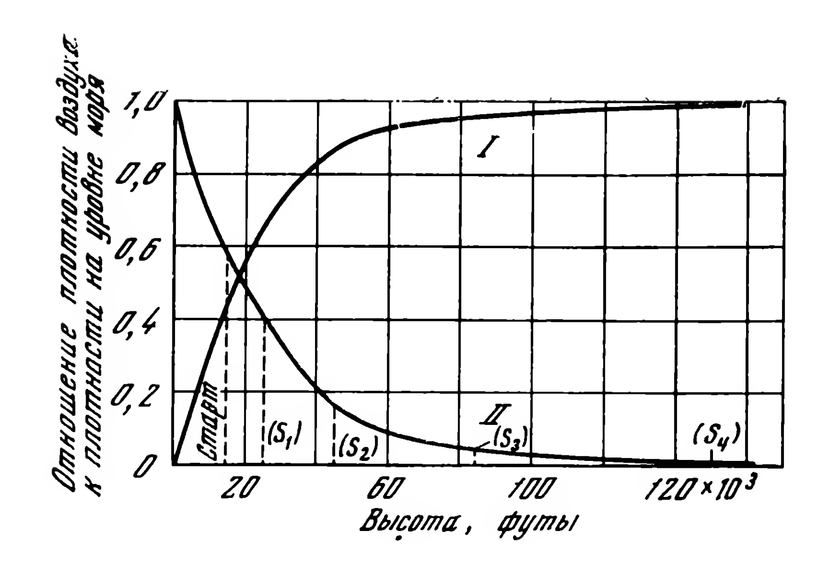


Рис. 5

откуда при пересчете вышеприведенного выражения для R из граммов-веса на квадратный сантиметр в паундали-силы на квадратный дюйм, путем умножения на $(6{,}45/453)^{32}$, мы получим

$$R = 0{,}00025728\ v^2\ (v'/a)^{0,375}.$$

В той же статье Мэллок говорит, что для заостренных головных частей коэффициент равен примерно $1/4$. Для скоростей, превышающих 2400 фут/с, следует также добавить к указанному выражению давление, равное 1 атм на 1 кв. дюйм (480 паундалей), из-за образования вакуума позади снаряда. Тогда получим выражение сопротивления в паундалях на 1 кв. дюйм поперечного сечения для заостренных головных частей при скоростях, превышающих 3000 фут/с:

$$R = 0{,}00006432v^2\ (v'/a)^{0,375} + 480. \qquad (15)$$

Величина ρ

Выражение (15) для сопротивления справедливо только при плотности среды, соответствующей плотности воздуха при давлении 1 атм. Как хорошо известно, на больших высотах давление значительно снижается. Если мы обозначим через $\bar{\rho}$ среднюю плотность на некотором интервале высоты и через ρ_0 плотность воздуха на уровне моря, то правая часть выражения (15) должна быть умножена на $\bar{\rho}/\rho_0$.

График зависимости между плотностью и высотой до высоты 120 000 футов представлен на рис. 5. Кривая *I* изображает давление на различных высотах; она взята из таблицы в книге Аррениуса «Учебник космической физики». Оттуда же взята и кривая *II*, показывающая плотность на различных высотах по данным о средних температурах и соответствующих давлениях. Заметим, что ординаты кривой *II* выражают только что полученные значения $\bar{\rho}/\rho_0$. Попытка экстраполировать кривую плотности *II* за пределами 100 000 футов оказалась безуспешной, так как графики зависимости $\log \rho$ от высоты и от логарифма высоты не оказались прямыми линиями.

Чтобы составить представление о плотности на еще бо́льших высотах, пользуются общепринятой гипотезой, согласно которой через каждые 3,5 мили при подъеме над уровнем моря плотность уменьшается вдвое [10].

Табл. 2, показывающая соотношение плотностей, была составлена на основе указанного предположения.

Таблица 2

Высота, мили	$\bar{\rho}/\rho_0$	Высота, мили	$\bar{\rho}/\rho_0$
21	0,0156	98	$0{,}373 \cdot 10^{-8}$
42	$0{,}242 \cdot 10^{-3}$	126	$0{,}146 \cdot 10^{-10}$
63	$0{,}383 \cdot 10^{-5}$	140	$0{,}915 \cdot 10^{-12}$
70	$0{,}953 \cdot 10^{-6}$	196	$0{,}14 \cdot 10^{-16}$

Для того чтобы по возможности избежать использования слишком малых плотностей, в настоящем расчете фактически принимались значения плотностей по данным Аррениуса, которые после высоты 20 миль несколько выше плотностей, указанных в табл. 2.

ДЕЛЕНИЕ ВЫСОТЫ НА ИНТЕРВАЛЫ

Совершенно очевидно, что можно достичь некоторой экономии массы, если начинать подъем с большой высоты. В расчетах примем, что подъем производится с высоты 15 000 футов над уровнем моря, хотя, как будет показано, начальная масса не будет намного больше, чем при подъеме с меньшей высоты.

При делении высоты на интервалы следует соблюдать единственное условие, заключающееся в том, чтобы ρ на любом интервале изменялось в не широких пределах от среднего ее значения на этом интервале. Наименьшее приемлемое число интервалов, которое соответствует этому условию, показано в табл. 3.

Таблица 3

Интервал	Длина интервала, тыс. футов	Высота верхнего конца интервала над уровнем моря, тыс. футов	Средняя относительная плотность в интервале $\bar{\rho}/\rho_0$
s_1	10	25	0,486
s_2	20	45	0,265
s_3	40	85	0,075
s_4	40	125	0,015
s_5	75	200	0,0015
s_6	300	500	0,00005

Средние плотности на интервалах от s_1 до s_4 включительно получены на основе кривой *II* (см. рис. 5). Остальные плотности вычислены приближенно, как уже было объяснено выше.

Важным критерием правильности используемых значений является тот факт, что полярное сияние, согласно сэру Оливеру Лоджу, никогда не возникает на высотах ниже 37 миль; кроме того, воздух в вакуумной трубке становится непроницаемым для катодных лучей при давлении 0,1 мм рт. ст.— предполагается, что это давление в трубке близко к давлению на высоте 37 миль.

РАСЧЕТ МИНИМАЛЬНОЙ МАССЫ ДЛЯ КАЖДОГО ИНТЕРВАЛА

С самого начала следует отметить, что, хоть R и ρ не постоянны ни на каком интервале, тем не менее разультаты, полученные в предположении их постоянства, должны быть вполне удовлетворительными, поскольку во время подъема R возрастает от интервала к интервалу, тогда как ρ снижается. И кроме того, R и ρ — функции s приблизительно одинаковой степени (второй). R — квадратичная функция s, так как оно является квадратичной функцией v, которая в рассматриваемой задаче принята пропорциональной s.

Очень удобный способ табулирования расчетов показан в табл. 4, где принятые значения s расположены в первой колонке. Эти значения настолько малы, насколько могут быть приемлемы для рассмотрения с точки зрения средней массы на рассматриваемых интервалах.

Расчет данных табл. 4 производится следующим образом. Имея в виду, что ракета стартует с высоты 15 000 футов при нулевой скорости, мы имеем для каждого последующего интервала скорость, которая была уже достигнута, допустим скорость v_0. Любую конечную скорость, которой требуется достигнуть в исследуемом интервале, обозначим v_1.

Значение at может быть получено из уравнения

$$v_1 = v_0 + at, \tag{16}$$

а t может быть сразу же определено из соотношений

$$s = v_0 t + {}^1/_2 at^2 \text{ или } t = s/(v_0 + {}^1/_2\, at), \tag{17}$$

откуда, конечно, немедленно определяется величина a.

Вычисление $\exp\left[\frac{a+g}{c}\right]t$ и $\exp\frac{at}{c}$ не требует объяснений, а значение R, как уже было сказано, определяется как средняя ордината между v_0 и v_1 из зависимостей рис. 1—4. Величину M — начальную массу, необходимую для достижения на интервале конечной массы в 1 фунт,— находим из уравнению (12), и наконец, определяем отношение уравнения (12) к уравнению (13), т. е.

Таблица 4

Интервал	v_1	at	t	a	$\frac{a+g}{c}t$	$\frac{at}{c}$	$\exp\frac{a+g}{c}t$	$\exp\frac{at}{c}$	R	Пироксилиновый порох ($S = 1,562$ дюйм²)* $R\left(S\frac{\rho}{\rho_0}\right)$	$\frac{R\left(S\frac{\rho}{\rho_0}\right)}{a+g}$	M	$\frac{M}{\exp\left(\frac{at}{c}\right)}$	Водород и кислород ($S = 1,562$ дюйм²) $\exp\left(\frac{a+g}{c'}t\right)$	$\exp\left(\frac{at}{c'}\right)$	M'	$\frac{M'}{\exp\left(\frac{at}{c'}\right)}$
	500	500	40,0	12,5	0,258	0,0727	1,294	1,075	11,53	8,72	0,196	1,3517	1,26	1,162	1,046	1,1937	1,142
s_1	+800	800	25,0	32,0	0,232	0,1165	1,262	1,124	30,7	23,3	0,364	1,3512	1,18	1,139	1,068	1,1896	1,112
	1000	1000	20,0	50,0	0,238	0,146	1,27	1,155	46,7	35,4	0,432	1,387	1,207	1,148	1,088	1,212	1,135
	1500	1500	13,4	112,0	0,281	0,2175	1,35	1,243	165	121,5	0,934	1,642	1,318				
	900	100	23,7	4,23	0,1245	0,0145	1,134	1,015	957	39,6	1,095	1,281	1,265	1,074	1,009	1,155	1,143
s_2	+1000	200	22,2	9,0	0,1325	0,0290	1,143	1,03	108,8	45,0	1,10	1,298	1,260	1,082	1,017	1,172	1,152
	1300	500	19,1	26,2	0,167	0,0725	1,175	1,075	165	66,2	1,14	1,375	1,275	1,098	1,044	1,0098	1,246
	1800	1000	15,4	65,0	0,217	0,1455	1,242	1,160	305	12,6	1,298	1,555		1,087			
	1100	100	33,1	2,625	0,1915	0,0145	1,210	1,015	150,1	17,6	0,509	1,317	1,295	1,117	1,009	1,1765	1,163
	+1200	200	36,5	5,47	0,199	0,0290	1,220	1,030	170	19,9	0,541	1,339	1,295	1,122	1,017	1,188	1,164
s_3	1300	300	34,75	5,64	0,205	0,0436	1,229	1,045	195	22,8	0,563	1,3545	1,295	1,125	1,026	1,1955	1,164
	1500	500	32,1	15,60	0,2225	0,0725	1,248	1,075	243,5	28,5	0,599	1,3968	1,300				
	2000	1000	26,7	21,40	0,2720	0,1165	1,347	1,125	417	48,7	0,690	1,542	1,330				
	1500	300	29,7	10,13	0,181	0,0436	1,20	1,045	282	6,62	0,157	1,2313	1,175	1,110	1,020	1,1272	1,10
s_4	+1700	500	27,6	18,1	0,202	0,0725	1,1221	1,075	346	8,08	0,161	1,2565	1,168	1,123	1,044	1,1418	1,093
	2000	800	25,0	32,0	0,232	0,1165	1,262	1,124	434	10,20	0,1593	1,3037	1,285	1,146	1,068	1,149	1,094

Таблица 4 (окончание)

Интервал	v_1	at	t	a	$\frac{a+g}{c}t$	$\frac{at}{c}$	$\exp\frac{a+g}{c}t$	$\exp\frac{at}{c}$	R	Пироксилиновый порох ($S = 1,562$ дюйм²)*: $R\left(S\frac{\bar\rho}{\rho_0}\right)$	$\frac{R\left(S\frac{\bar\rho}{\rho_0}\right)}{a+g}$	M	$\frac{M}{\exp\left(\frac{at}{c}\right)}$	Водород и кислород ($S = 1,562$ дюйм²): $\exp\left(\frac{a+g}{c'}t\right)$	$\exp\left(\frac{at}{c'}\right)$	M'	$\frac{M'}{\exp\left(\frac{at}{c'}\right)}$
s_5	2500	800	35,6	22,4	0,2823		1,323	1,124	736	1,73	0,0316	1,3332	1,187	1,174	1,068	1,1795	1,103
	+ 2700	1 000	34,0	29,4	0,3025		1,355	1,160	800	1,88	0,0306	1,3658	1,177	1,190	1,087	1,1958	1,098
	2900	1 200	32,6	36,8	0,3675	0,746	1,445	1,190	864	2,023	0,0294	1,4585	1,225	1,242	1,106	1,2490	1,132
												(S = =25 дюйм²)					
s_6	5 000	2 300	78,0	29,5	0,696		2,008	1,396	2176	2,73	0,0445	2,0528	1,47				
	10 000	7 300	47,4	153,5	1,280	1,06	3,59	2,875	9430	11,8	0,0633	3,754	1,308				
	15 000	12 300	33,8	364,0	1,945	1,79	6,96	5,94	20900	26,2	0,0664	7,3575	1,235				
	25 000	22 300	21,7	1030,0	3,340	3,24	28,15	25,70	76700	91,0	0,0903	30,59	1,193				
	+35 000	32 300	15,9	2010,0	4,78	4,72	118,7	111,0	182000	232,0	0,114	132,08	1,190				
	36 700	34 000	15,3	2225,0	5,00	4,94	148	138,2	198000	247,5	0,1418	168,8	1,222	17,65	17,19	17,764	1,035
×Специальный интервал, соответствующий s_1 (от 10 000 до 25 000 фут); $v_1 = 800$ фут/с																	
$\bar\rho/\rho_0$= =0,536	800	800	37,5	21,4	0,292	0,1165	1,347	1,125		25,7	0,481	1,514	1,345	1,185		1,274	
Специальные интервалы с малым ускорением (a вместо s_6)																	
	29 500	26 800	766	35	6,20		488							35,9			
	32 900	30 200	302	100	5,49		240							33,66			
	33 800	31 100	207,5	150	5,33		209							21,65			

* Эта площадь выбирается произвольно.

вычисляем $\frac{M}{\exp \frac{at}{c}}$. Приведенное выражение представляет собой отношение начальной массы (включая потери, вызываемые R и g) к массе, потребной для сообщения 1 фунту такой же скорости v_1 без учета потерь, создаваемых R и g. Весь расчет должен повторяться до тех пор, пока не будет получено минимальное значение этого соотношения, т. е. когда соответствующая масса M будет минимальной на рассматриваемом интервале.

Следует заметить, что расчеты сначала выполняются для пироксилинового пороха. Чтобы получить соответствующие данные для водорода и кислорода, необходимо уже полученные значения $[(a+g)/c]t$ и at/c умножить на 0,577 и затем продолжать расчет, как было указано. Это объясняется тем, что единственная разница между этими видами топлива заключается в разных значениях c для водорода и кислорода и пироксилинового пороха [11].

МИНИМАЛЬНАЯ МАССА, НЕОБХОДИМАЯ ДЛЯ ДОСТИЖЕНИЯ РАЗЛИЧНЫХ ВЫСОТ В ПРЕДЕЛАХ ЗЕМНОЙ АТМОСФЕРЫ

На основании данных табл. 4 можно легко найти величину минимальной начальной массы, необходимой для подъема 1 фунта на различные умеренные высоты. Если, например, желаемая для достижения высота несколько превышает 200 000 футов (примерно 40 миль) над уровнем моря, мы должны перемножить значения M для интервалов s_1 до s_5, которые соответствуют минимальным значениям $\frac{M}{\exp \frac{at}{c}}$ (отмеченные в табл. 4 знаком +) *.

Высота, которая может быть достигнута с такой начальной массой, будет тогда составлять 200 000 футов *плюс* расстояние, на которое 1 фунт массы будет поднят благодаря наличию конечной скорости (т. е. 2700 фут/с), приобретенной в конце интервала s_5.

Высота h, на которую аппарат с массой 1 фунт поднимется выше верхнего конца интервала s_5 (S равно 1,562 кв. дюйма), определяется отношением $h = \frac{v_1^2}{2(g+p)}$ на основании того, что ра-

* Для случая применения водорода и кислорода в табл. 4 указаны минимальные массы на каждом интервале не для всех значений конечной скорости v_1, как в случае для пироксилинового пороха. Тем не менее, поскольку значения v_1 являются достаточно близкими для обоих видов топлива, то начальная масса для водорода и кислорода может быть вычислена путем перемножения тех масс, для которых скорость v_1 на каждом интервале соответствует минимальной массе при применении пироксилинового пороха.

Поэтому вычисленные ниже значения для водорода и кислорода несколько превышают действительно минимальные значения начальных масс.

бота $Fs = (ma)s = 1/2\ mv^2$, где p — среднее сопротивление воздуха в паундалях на высоте h.

Минимальная начальная масса, необходимая для подъема 1 фунта на различные высоты при применении пироксилинового пороха в качестве топлива, показана в табл. 5. Из таблицы видно, что обсуждаемый *метод легко применим для посылки аппаратов на высоты, намного превышающие те, которые до сих пор рассматривались как достижимые.*

Таблица 5

$\bar{\rho}/\rho_0$	Начальная масса, фунты		Дополнительная высота h, достигаемая за счет v, тыс. футов	Общая высота, тыс. футов
	старт с 15 000 футов	старт с 10 000 футов		
0,013	2,95	3,29	39	164
0,0002	4,025	4,49	113	313

Следует заметить, что при запуске с высоты, меньшей 15 000 футов, требуемая начальная масса будет не намного больше.

Легко показать, заменяя величину M, соответствующую интервалу s_1, величиной M, соответствующей интервалу от 10 000 до 25 000 футов, что конечная скорость v_1 будет такой же, как в интервале s_1.

Результаты расчета для этого особого интервала помечены в табл. 4 знаком $\times$.

МИНИМАЛЬНАЯ МАССА, НЕОБХОДИМАЯ ДЛЯ ПОДЪЕМА 1 ФУНТА НА БЕСКОНЕЧНО БОЛЬШУЮ ВЫСОТУ

Скорость U, которой тело должно обладать на поверхности планеты, чтобы достичь бесконечного удаления от нее (так называемая параболическая скорость), равна

$$U = \sqrt{\frac{2\gamma}{r}}, \tag{18}$$

где γ — сила притяжения и r — радиус планеты. В случае, если тело поднимается с поверхности Земли, эта скорость равна 6,95 мили/с (36 700 фут/с).

Следовательно необходимо определить, будет ли конечная скорость v_1 при минимальном значении M на интервале s_6 (40—100 миль) близка к этой скорости. Вопрос о сопротивлении воздуха здесь должен быть рассмотрен очень тщательно.

Из табл. 5 можно заметить, что начальная масса, необходимая для подъема 1 фунта до высоты интервала s_6, составляет для пироксилинового пороха 4,025 фунта. Поперечное сечение в расчетах принималось равным 1,564 кв. дюйма (10,4 см^2), что, конечно,

является очень вольным допущением, поскольку средняя масса на протяжении интервалов s_1 до s_5 составляет $(4{,}025 + 1)/2$, т. е. 2,51 фунта.

Если теперь мы вычислим показательную функцию $\exp[(a+g)/c]t$ (для пироксилинового пороха) для различных конечных скоростей v_1 на интервале s_6, мы заметим, что для скорости 36 700 фут/с она будет равна 148.

Эта величина на основании уравнения (13) показывает количество фунтов, необходимых в начале интервала s_6 для придания массе в 1 фунт скорости 36 700 фут/с в конце интервала s_6 *без учета сопротивления воздуха.*

Отсюда видно, что поперечное сечение на интервале s_6 должно быть больше того, которое было выбрано для предыдущих интервалов. Если предположим, что S равно 25 кв. дюймам (т. е. радиус 2,825 дюйма) и вычислим M при помощи уравнения (12), т. е. с учетом сопротивления воздуха, то M окажется равной 169 фунтов (табл. 4). Таким образом, средняя масса на данном интервале составит 84,5 фунта, и, следовательно, поперечное сечение 25 квадратных дюймов не может считаться необоснованно малым.

Теперь остается рассмотреть сопротивление воздуха на первых пяти интервалах. Как уже было объяснено, минимальная начальная масса, необходимая для подъема одного фунта до верхнего конца интервала s_6 с требуемой конечной скоростью, является произведением минимальных масс, вычисленных отдельно для каждого из шести интервалов. Это означает, что 169 фунтов должны быть умножены на 4,025. Но это равносильно тому, чтобы сказать, что площадь поперечного сечения, так же как и масса на каждом интервале от s_1 до s_5, умножена на это же число. Другими словами, S берется пропорциональным $(M - m)$; но это противоречит поставленному условию — уравнению (5), которое утверждает, что S все время должна быть пропорциональна $(M - m)^{2/3}$, чтобы масса была минимальной *.

Поэтому величины рассчитанных здесь начальных масс, необходимых для выведения 1 фунта на бесконечно большое расстояние, будут превышать *фактически требуемые минимумы.*

Так как средняя масса на интервале s_6 для водорода и кислорода составляет только 9,32 фунта при конечной скорости 36 700 фут/с и площади поперечного сечения 1,562 кв. дюйма, мы не можем считать такой размер сечения неприемлемо малым.

Как видно из табл. 4, на интервале s_6 конечная скорость v_1 (35 000 фут/с) для минимальной массы приближается к скорости

---

* Иными словами, умножение 4,025 фунта на n означает, что применяется связка в одинаковых во всех отношениях ракетах с общим поперечным сечением, в n раз большим, чем имеет одна ракета. Поперечное сечение будет значительно меньше, т. е. пропорционально $n^{2/3}$, если построить новую ракету, подобную по форме меньшим ракетам, имеющую в n раз бóльшую массу. По этой причине чем больше будет число интервалов s_1, s_2 и т. д., тем больше будет расхождение с действительной начальной массой.

(36 700 фут/с), требуемой для достижения «бесконечности». Поэтому представляется излишним рассматривать интервалы, находящиеся выше интервала s_6, при условии, что сопротивление воздуха на больших высотах незначительно.

То, что сопротивление атмосферы на высоте более 100 миль не следует принимать во внимание даже при скорости 36 700 фут/с, видно из следующих расчетов. В диапазоне между высотами 100 и 200 миль плотность воздуха очень мала. Предположим, что $\bar{\rho}/\rho_0 = 5 \cdot 10^{-9}$ (т. е. в 300 раз больше плотности, указанной в табл. 2). Пусть также поперечное сечение массы в 1 фунт будет равно 1 кв. дюйму. На основании рис. 4 сила F, вызываемая сопротивлением воздуха, будет равна 33 600 паундалей. Если обозначать потери скорости через u, будем иметь

$$Fs = {}^1/_2 u^2,$$

где s равна 100 милям; откуда $u^2 = (2 \cdot 5 \cdot 100 \cdot 5280 \cdot 33\,600)/10^9$ и $u = 13{,}32$ фут/с.

Начальная масса, необходимая для подъема 1 фунта на бесконечное расстояние при отсутствии всех других тел Солнечной системы, кроме Земли, указана в табл. 6.

Таблица 6

[Высота старта, тыс. футов]	Пироксилиновый порох, фунты	Водород и кислород, фунты
15	678	40
10	759	42,8

Следует заметить, что в этом случае, как и в предыдущих, где начальная высота была принята равной 10 000 футов, найденная величина массы для старта с высоты 10 000 футов не является минимальной для этой начальной высоты.

Таким образом, из табл. 6 видно, что *величина начальной массы остается умеренной даже тогда, когда масса в 1 фунт должна быть поднята на необыкновенно большие высоты*, а также то, что подъем не обязательно должен производиться с большей высоты.

Если бы на самом деле был осуществлен этот смелый эксперимент, он не мог бы дать большой информации по астрономическим вопросам, однако важно решение самой задачи, поскольку оно является критерием возможности посылки на большие расстояния от Земли аппарата с величиной массы, достаточной для обеспечения торможения аппарата при падении его на Землю, чтобы избежать сильного удара при посадке. О применении таких аппаратов, оборудованных регистрирующими приборами, было сказано в разделе «Важность предмета исследования».

ВЕЛИЧИНА МАССЫ, НЕОБХОДИМОЙ ДЛЯ ПОДЪЕМА 1 ФУНТА НА «БЕСКОНЕЧНО БОЛЬШУЮ ВЫСОТУ» С НЕБОЛЬШИМ УСКОРЕНИЕМ

Следует заметить, что в предыдущих расчетах для бесконечного расстояния ускорение на интервале s_6 было очень большим и составляло 2225 фут/с. Приборы любой значительной чувствительности едва ли смогут противостоять такому большому ускорению, поэтому желательно повторить расчеты, вводя в них различные небольшие значения ускорений. Длина интервала, соответствующего интервалу s_6, будет, конечно, различной для каждого из выбранных ускорений, принятых в данном расчете равными 150, 100 и 35 фут/с².

Очень важно иметь в виду, что при малых ускорениях аппарат поднимется на много миль выше земной поверхности, прежде чем его скорость достигнет требуемого значения 36 700 фут/с. На таких больших высотах скорость, необходимая для достижения аппаратом бесконечности, составляет меньшую величину, чем на поверхности Земли.

Чтобы определить, какие конечные скорости необходимы для этих трех ускорений, построены зависимости соответствующих скоростей от высоты, обозначенные на рис. 6 (кривые *I*, *II* и *III*).

Точкой старта для каждой кривой является точка, соответствующая высоте 200 000 футов и скорости 2700 фут/с, что соответствует условиям, которые были в конце интервала s_5.

На основании уравнения (18) построена также зависимость скорости, необходимой для достижения бесконечности с различных высот, которая обозначена на рис. 6 кривой *IV*. Точки пересечения кривых *I*, *II* и *III* с кривой *IV* дают величины скоростей и соответствующих высот, необходимых для «подъема аппарата на бесконечно большую высоту».

Заметим, что эти высоты изменяются от $3 \cdot 10^6$ до $10 \cdot 10^6$ футов, и, следовательно, в расчетах должны учитываться также изменения силы тяжести. Относительное уменьшение силы тяжести графически изображено на рис. 7, откуда средние значения ускорения силы тяжести для трех высот подставляются в выражения

$$\exp\left(\frac{a+g}{c}\,t\right) \quad \text{и} \quad \exp\left(\frac{a+g}{c'}\,t\right).$$

Расчет для этих трех ускорений дан в конце табл. 4, а начальные массы для старта с высоты 15 000 футов даны в табл. 7. В этих расчетах сопротивлением воздуха пренебрегалось по той причине, что, как можно видеть из рис. 6, скорость ни в одном из этих трех случаев не достигает 15 000 фут/с ниже высоты 100 миль.

В случае большого ускорения на интервале s_6, где скорость равняется 36 700 фут/с на высоте 100 миль, начальная масса при учете сопротивления воздуха превышает массу при полном пренебрежении сопротивлением воздуха всего на 12,3%, как

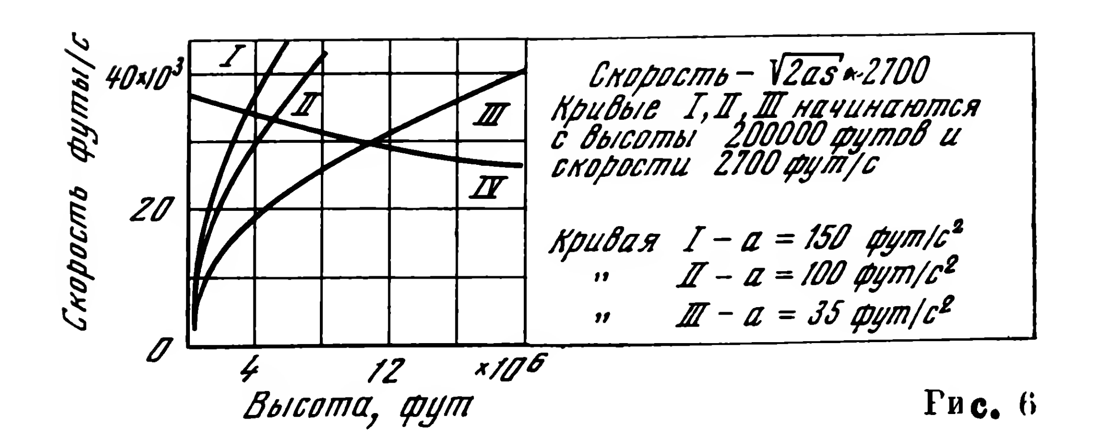


Рис. 6

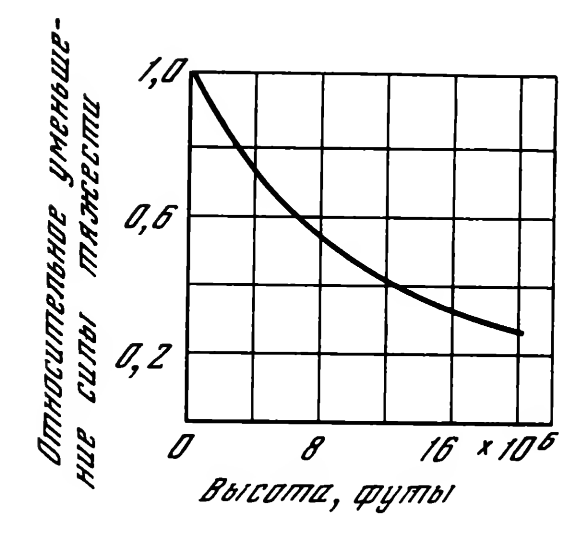


Рис. 7

это видно из табл. 4. Следовательно, если бы сопротивление воздуха учитывалось при составлении табл. 7, величины масс должны быть увеличены значительно меньше, чем на 12,3%.

Как видно из табл. 7, величина начальной массы, необходимой для того, чтобы послать массу в 1 фунт на бесконечно большое расстояние, является умеренной даже тогда, когда ускорение во время подъема небольшое.

Таблица 7

Ускорение, фут/с²	Пироксилиновый порох			Кислород и водород, масса, фунты
	конечная скорость, фут/с	конечная высота, футы	масса, фунты	
150	33 800	$3{,}5\cdot10^6$	840	48,8
100	32 900	$4{,}08\cdot10^6$	970	76,0
35	29 500	$1{,}06\cdot10^7$	1960	81,0

Не следует недооценивать возможности наличия несколько более высокой плотности воздуха на больших высотах, чем это предполагалось выше, а также того, что сопротивление воздуха при очень больших скоростях может быть несколько выше, чем было определено уравнением (15). Но даже если это и имеет место, величины масс, определенных для малых ускорений в табл. 7, не дадут серьезных ошибок.

ВЕЛИЧИНА НАЧАЛЬНОЙ МАССЫ, НЕОБХОДИМОЙ ДЛЯ ПОСЫЛКИ 1 ФУНТА НА ЛУНУ

Посылка небольшой массы на очень большую высоту не может быть легко подтверждена экспериментально. Масса могла бы, конечно, состоять из осветительного пороха, который мог бы быть воспламенен автоматически спустя большой отрезок времени. Однако свет от вспышки был бы очень слабым и было бы трудно предсказать даже приблизительно направление, в котором она должна появиться.

Лучшим решением могла бы быть посылка небольшой массы осветительного пороха на поверхность Луны в период новолуния таким образом, чтобы он дал вспышку при ударе. Свет тогда можно будет увидеть в телескоп, имеющий достаточно широкое поле зрения, в котором умещается весь лунный диск.

Можно предположить, что скорость, необходимая для выполнения этого эксперимента, могла бы быть значительно меньше, чем «скорость для достижения бесконечности», так как аппарат было бы достаточно послать дальше центра тяжести системы Земля — Луна, чтобы аппарат смог упасть на поверхность Луны под воздействием ее притяжения.

Однако экономия скорости на этом будет несущественной, что можно видеть из следующих приближенных расчетов.

Центр тяжести системы Земля — Луна (пренебрегая притяжением Солнца, которое в период «новой» Луны будет направлено от Земли) находится на расстоянии 54 земных радиусов от центра Земли. Притяжение Солнца на Луне отличается менее, чем на 0,5% от притяжения на Земле, которое составляет 0,01939 паундалей на фунт массы.

Если мы принимаем солнечное притяжение за постоянную величину и интегрируем, чтобы определить энергию, полученную телом с массой 1 фунт при падении его с высоты 54 земных радиусов на поверхность Земли, когда притяжение Солнца и Луны противоположно земному притяжению, мы получим:

$$\frac{v^2}{2} = \gamma M_e \left(\frac{1}{r_e} - \frac{1}{54r_e}\right) - \gamma M_m \left(\frac{1}{6r_e} - \frac{1}{59r_e}\right) - 0{,}01939 \cdot 53r_e, \quad (19)$$

где v — скорость, приобретенная телом при падении с указанного расстояния; γ — гравитационная постоянная; M_e — масса Земли; M_m — масса Луны ($1/81{,}5\ M_e$); r_e — радиус Земли (фут·фунт·с).

Правая часть уравнения (19) эквивалентна половине квадрата параболической скорости на поверхности Земли, выраженной уравнением (18), которая уменьшена на три величины, приблизительно равные $^1/_{54}$, $^1/_{540}$ и $^1/_{60}$ от $v^2/2$.

Двумя из этих величин можно пренебречь по сравнению с третьей, но даже при включении в рассмотрение двух бо́льших величин необходимая скорость будет только на 2% меньше, чем параболи-

ческая скорость на поверхности Земли, и примерно на 3% меньше, чем на высоте 10^7 фута (примерно 2 000 миль).

Следовательно, для практических случаев величина начальной массы, необходимой для посылки 1 фунта на поверхность Луны, может считаться одинаковой с массой, необходимой для посылки 1 фунта на бесконечно большое расстояние, при допущении, что все тела Солнечной системы, за исключением Земли, отсутствуют.

МИНИМАЛЬНАЯ НАЧАЛЬНАЯ МАССА ДЛЯ БОЛЬШИХ КОНЕЧНЫХ МАСС

Во всех предыдущих рассуждениях конечная масса принималась равной 1 фунту. Если выводить массу тяжелее 1 фунта, начальные массы будут больше, но в меньшей пропорции.

Чтобы начальная масса была минимальной, ракета должна сохранять первоначальную форму, поперечное сечение должно быть пропорциональным не просто массе, а массе в степени $^2/_3$ согласно уравнению (5). Следовательно, для конечной массы, савной n фунтов, минимальная начальная масса должна определяться не путем умножения на n величин, которые были получены лыше, а расчеты для конечной массы в 1 фунт должны быть повторены с применением меньших значений величины поперечного вечения, чем те, которые предполагались.

ПИСЬМО ПРЕЗИДЕНТУ СМИТСОНИАНСКОГО ИНСТИТУТА[1]

Вустер, 27 сентября 1916 г.

Я намеревался послать это сообщение несколько позже, но думается, что было бы нежелательным откладывать дальше. Мне кажется, однако, что лучше было бы не публиковать его.

В течение ряда лет я работал над методом подъема регистрирующей аппаратуры на высоты, превышающие пределы шаров-зондов, а последние два года исследовал важнейшие особенности этого метода в лаборатории Кларковского университета, получив при этом весьма удовлетворительные результаты. Теперь эти эксперименты завершены, и я думаю, что разрешил все моменты, относительно которых могли иметься некоторые сомнения. Между прочим, в своей работе я достиг того предела, за которым не могу работать один без посторонней помощи, и это не только из-за расходов, но и потому, что дальнейшая работа потребует больше времени, чем может затратить один человек.

Основания для моего письма именно в данный момент заключаются в следующем: мой прибор будет в состоянии перемещать массы, такие, например, как взрывчатые вещества,— на очень большие расстояния, а следовательно, он оказался бы, вероятно, очень полезным в случае войны, хотя для очень больших расстояний точность не была бы достаточной. Д-р А. Дж. Вебстер из Университета Кларка, который, как Вы, несомненно, знаете, является членом консультативного совета военно-морских сил, недавно поднял разговор о моем приборе в совете и спросил меня, когда я смогу представить ему отчет о работе. Однако я колеблюсь дать разрешение д-ру Вебстеру на то, чтобы поставить этот вопрос на обсуждение совета, в силу двух причин. Первая, я никому не могу доверить объяснение моего прибора и его возможностей, кроме как самому себе. Если же мне не разрешат сделать это так, как я считаю нужным, то на совет это может произвести плохое впечатление и, возможно, таким образом, общественное мнение будет предвзято настроено против моего метода еще до того, как он будет беспристрастно представлен [2].

Другая же причина заключается в том, что этот прибор, как я уверен, будет иметь очень большое значение для чистой науки, в особенности для метеорологии. Хотя он и в самом деле может

найти применение в войне, но мне кажется, что в этом его возможности будут до какой-то степени ограничены. Короче, исключительное использование этого прибора в военных целях, я уверен, было бы потерей для науки. Поэтому я думаю, что изучение моего метода должно проводиться такой организацией, как Смитсонианский институт (самостоятельно или, если это посчитают желательным, в сотрудничестве с советом военно-морских сил) на том условии, что если в последующей работе появятся результаты, могущие оказаться важными для национальной обороны, то данные, касающиеся этих результатов, должны быть представлены только правительству.

Нижеследующее является очень кратким описанием этого метода, а также экспериментальных результатов. Четыре года назад, когда я работал в Принстонском университете, мной была разработана теория действия ракет, в общем случае принимая во внимание сопротивление воздуха и гравитацию. Задача заключалась в том, чтобы определить ту начальную массу идеальной ракеты, которая потребовалась бы (при постоянной непрерывной потере массы) для того, чтобы получить окончательную массу в 1 фунт на какой-либо требуемой высоте. При решении этой задачи (был применен приближенный метод решения с тем, чтобы избежать появления новой задачи вариационного исчисления) для меня оказалось неожиданным, что необходима сравнительно малая начальная масса *при условии, что газы будут истекать из ракеты с большой скоростью, а также при условии, что бо́льшая часть ракеты состоит из топливного материала*. Причина этого, если очень кратко, в том, что в выражение для начальной массы скорость входит *экспоненциально*. Таким образом, если скорость истекающих газов возрастает, скажем, в пять раз, то начальная масса, необходимая для того, чтобы достичь заданной высоты, *будет равна корню пятой степени из массы*, необходимой при первоначальной скорости.

Был сконструирован аппарат, который обладает рядом существенных усовершенствований по сравнению с обычной ракетой. В связи с этими улучшениями следует указать, что я защитил себя (и, надеюсь, также и метеорологическую науку) некоторыми патентами Соединенных Штатов, четыре из которых были уже опубликованы: № 1 102 653, 1 103 503, 1 191 299, 1 194 496 [3].

Ввиду того, что только проекты и теории едва ли могут быть убедительны, было желательно провести некоторые эксперименты, чтобы разрешить все сомнительные вопросы. Прежде всего, я обнаружил, что эффективность обычной ракеты чрезвычайно низка, а именно — менее 2%. Даже 1-фунтовая корабельная ракета «Костон», которая, как я обнаружил, имеет дальность полета в $^1/_4$ мили, обладает коэффициентом полезного действия лишь немногим больше 2%, а средняя скорость истечения газов примерно 1 000 фут/с.

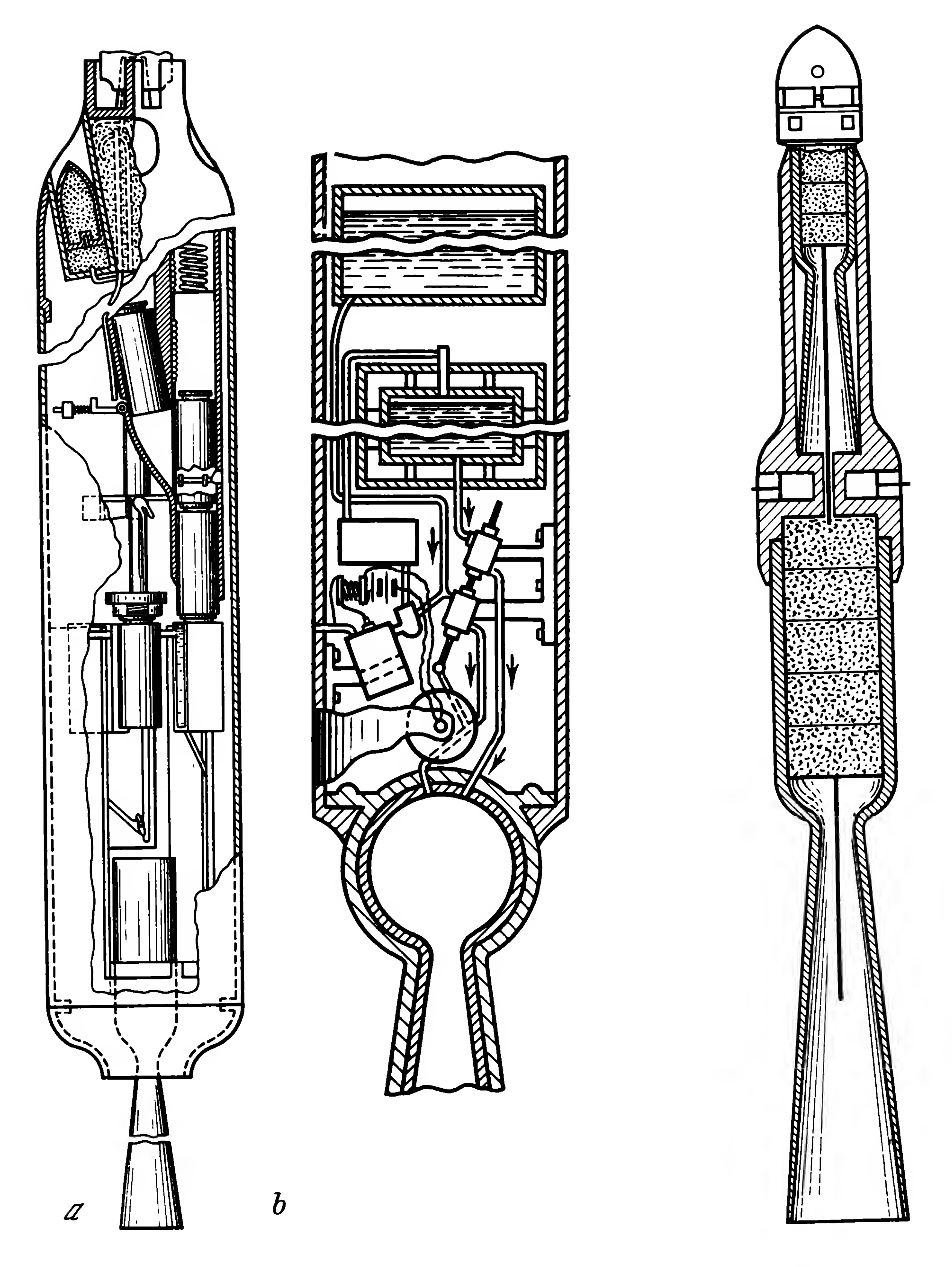


Рис. 1. Схемы из патента США № 1 103 503 «Ракетный аппарат» (от 14 июля 1914 г.):

a — многозарядная твердотопливная ракета; *b* — жидкостная двухкомпонентная ракета

Рис. 2. Схема из патента США № 1 102 653 «Ракетный аппарат» (от 7 июля 1914 г.); ступенчатая твердотопливная ракета

Мои дальнейшие эксперименты проводились со стальными камерами. Целью их было увеличить эффективность устройства в качестве теплового двигателя и в результате получить как можно более высокую скорость истечения. Некоторые из этих камер были изготовлены из мягких сортов инструментальной стали, а другие — из прочной никелевой стали. На рисунке [см. рис. 6, *b* на с. 94] показана разобранная камера. Заряд плотного бездымного пороха [см. рис. 5 на с. 94] воспламеняется с помощью электричества. Образовавшиеся газы, после того как они выбивают маленький картонный пыж *B*, входят в конусообразное сопло, расширяются и покидают сопло с большой скоростью. Таким образом, видно, что мной получена работа расширения газов, схожая с тем, что происходит в паровой турбине Лаваля.

Поистине замечательны те КПД и скорости, которые я получил таким образом. Самый высокий КПД, или, скорее, «отдача [долга]», более 63%. Это наивысший КПД, когда-либо полученный от теплового двигателя: самый лучший поршневой двигатель дает 21%, а дизельный (внутреннего сгорания) около 40%. В большинстве случаев средние скорости истечения, полученные мной, превышают 7 000 фут/с, а наивысшая скорость — чуть меньше 8 000 фут/с. Это намного превышает любые до сих пор получаемые скорости, за исключением только скорости незначительных количеств вещества в электроразрядных приборах. Самые высокие скорости и КПД были получены в большой камере.

После того как было выполнено большинство из вышеназванных экспериментов, возник вопрос о возможном влиянии воздуха в сопле и непосредственно за ним. Казалось весьма вероятным, что какая-то часть названной скорости (измеренной, конечно, баллистически по отдаче камеры), возможно, получена за счет отталкивания от воздуха. Это, очевидно, означало бы, что когда будут достигнуты большие высоты и плотность воздуха станет малой, то КПД устройства уменьшится [4].

Чтобы проверить это, в прошлом году был проведен ряд довольно сложных экспериментов. Камеры *B* [см. рис. 12 на с. 103], используемые в воздухе, были подвешены при помощи пружины к крышке *C* трехдюймовой трубы. Масса подвижной системы была увеличена при помощи свинцовых втулок *D*. Для регистрации смещения, возникающего при сжигании топлива, служила полоска из закопченного стекла *G*. Это, конечно, очень краткое описание устройства.

Чтобы как можно больше приблизиться к условиям горения, существующим в емкости бесконечно больших размеров, была создана (с применением автогенной сварки) специальная трубчатая система. Устройство, показанное на предыдущем рисунке, было введено в верхний конец вертикальной трубы *P* [см. рис. 16 на с. 107]. Отсюда видно, что при сжигании топлива вытесненные газы проходят по кольцу трехдюймовой трубы, пока из-за трения их скорость не снизится до очень маленькой величины.

Было обнаружено, что обратное действие газов редко оказывалось достаточным для того, чтобы разорвать даже очень тонкую папиросную бумагу *1* [рис. 12, с. 103].

При помощи емкости совершенно иной формы, которая позволила произвести измерение фактического обратного действия газов, было продемонстрировано, что это действие незначительно. Все эксперименты в вакууме (вплоть до давления 0,5 мм ртутного столба) показали, что отдача устройства была практически той же самой, что и при атмосферном давлении. Следовательно, отдача является результатом действия струи газа, а не отталкивания от воздуха.

Очевидно, что тяжелая стальная камера (такая, как была описана), работая даже при тех высоких скоростях, которых я добился, не могла конкурировать с простой ракетой. Если, однако, заряды сжигались бы последовательно в той же самой камере (как это делается в скорострельной пушке), то бо́льшая часть массы ракеты состояла бы из топлива и, таким образом, ее превосходство над ракетой обычного типа возросло бы во много раз. Такие перезаряжающие механизмы являются предметом всех вышеупомянутых патентов, за исключением первого, который в основном касается сопла и того, что я назвал принципом «первичной и вторичной» ракет. Я не создал работающей модели перезаряжающего устройства, так как это лишь один из элементов метода, который, очевидно, вполне осуществим.

При рассмотрении высот, которые могут быть достигнуты посредством вышеописанного метода, я применил уже упомянутую теорию к случаям, которые, как показывают мои эксперименты, могут быть реализованы на практике, и получил, что масса весом в 1 фунт могла бы быть поднята на высоту в 35, 72 и 232 миль при использовании начальной массы от 3,6 до 12,6, от 5,1 до 24,3 и от 9,8 до 89,6 фунтов соответственно. Если бы вместо этого использовалось устройство типа корабельной ракеты «Костон», то начальные массы были бы теми же величинами, *но возведенными в 27-ю степень*. Я не решаюсь представить свои выводы относительно возможности запуска малых масс (при вполне, мне кажется, осуществимых условиях) на гораздо бо́льшие высоты, нежели те, которые я только что упоминал.

Относительно возможности возвращения аппарата расчеты показывают, что время подъема и время спуска будет коротким и что маленький парашют будет достаточным для того, чтобы обеспечить безопасное приземление.

В рукописи, которая уже почти полностью закончена, у меня дается подробное описание того, что я здесь кратко изложил. У меня также есть несколько фотографий и диапозитивов, которые иллюстрируют все этапы экспериментов. Я сомневаюсь, смогу ли я закончить рукопись полностью в несколько недель из-за работы, связанной с началом учебного года в колледже. Однако обсудить эти вопросы можно было бы гораздо раньше.

Тем временем Вы оказали бы мне большую любезность, если бы смогли ответить на следующие вопросы.

1. Не пожелает ли Смитсонианский институт создать комитет для того, чтобы изучить метод достижения больших высот, который я здесь кратко изложил?

2. Если такой комитет представит благоприятный отчет, то не пожелает ли Смитсонианский институт взять на себя рекомендацию на выделение средств, достаточных для продолжения работы, либо из средств такого общества, как Национальное географическое общество, либо от частных лиц?

Я понимаю, что, посылая это сообщение, беру на себя известную смелость, но думаю, что в настоящий момент, когда уже не могу продолжить работу самостоятельно, я должен обратиться единственно только к Смитсонианскому институту.

ПИСЬМО СЕКРЕТАРЮ СМИТСОНИАНСКОГО ИНСТИТУТА [1]

Вустер, 19 октября 1916 г.

Касаясь первого вопроса, содержащегося в Вашем письме от 11 октября [2], следует сказать, что стоимость создания аппарата, который может найти практическое применение, будет зависеть от условий проведения работы, а также от времени, отведенного для нее. Я полагаю, что минимальные расходы соответствовали бы примерно следующему плану.

Следует нанять для работы в Университете Кларка квалифицированного специалиста по экспериментам сроком на один год или, возможно, на несколько более длительное время. Механические части аппарата могут изготовляться двумя механиками; по меньшей мере, один из них должен быть квалифицированным. Все три работника должны иметь доступ в мастерскую при Университете Кларка, которая принадлежит в равной степени физическим отделениям колледжа и университета. В случае необходимости эти же люди могут выполнить в мастерских Вустерского политехнического института те работы, которые было бы невозможно выполнить в нашей мастерской.

После выбора размера камеры (положим, например, внутренний диаметр равным 1 дюйму) задача будет состоять, прежде всего, в отыскании наименьшего размера пороховой шашки, а также наименьшей степени сжатия пороха, которые бы обеспечивали средние скорости более 7000 фут/с без чрезмерно большого давления. Одновременно эти эксперименты позволили бы определить для ожидаемого давления минимальный возможный вес цельностальной камеры. Здесь, конечно, не стоит вдаваться в подробное объяснение всей этой методики.

Затем должна последовать самая ответственная часть работы, а именно — конструирование как можно более легкого перезаряжающего механизма, прототип которого описан в патенте США № 1 103 503, причем заряд должен быть примерно таким, какой представлен в патенте США № 1 194 496. Этот механизм следует испытать в условиях, как можно более приближенных к рабочим с точки зрения быстроты взрывания. Нетрудно показать, что быстрота взрывания должна быть наибольшей в течение первых 5000 футов подъема, после чего может быть снижена примерно на половину.

После того как описанная работа будет завершена, необходимо провести эксперименты с целью снижения веса стальной камеры до минимально возможного значения. Камера является, конечно, самой тяжелой частью всего аппарата, и любое снижение веса не только уменьшает стоимость аппарата в его окончательном виде, но уменьшает также число взрывов в секунду, а следовательно, уменьшает нагрев камеры. Мои опыты показывают, что камера из самой прочной хромоникелевой стали, которую можно изготовить путем механической обработки, весит около 90 г на 1 г заряда при тех условиях взрывания, на которые я рассчитывал; однако те эксперименты, о которых я здесь упоминал, как о первоочередных, приведут, вероятно, к значительному снижению указанного соотношения. Я уверен, однако, что оно может быть с выгодой снижено еще более за счет использования «слоистой» конструкции, как в современных орудиях, вместо цельностальной камеры.

Наконец, если желательно достичь самых больших высот, которые я указал в своем письме (100—200 миль), то было бы целесообразным использовать, по меньшей мере, одну «вторичную» ракету (миниатюрную копию основной ракеты, как это объясняется принципиально в патенте США № 1 102 653). Стоимость ее создания с самого начала будет относительно невелика, поскольку она делается в точности подобной большему аппарату.

Теперь относительно стоимости: не думаю, что работа, которую я описал, может быть выполнена в пределах такого короткого времени, как один год, при затратах, меньших чем 5000 долларов.

Что касается Вашего второго вопроса — относительно вероятной стоимости действительных экспериментов, то трудно произвести оценку, пока не закончена предварительная работа. Я решаюсь, однако, назвать 250 долларов, как, пожалуй, обоснованную сумму для одной такой ракеты. Она может быть больше, особенно, если желаемая высота будет порядка 200 миль, а может быть даже меньше, если одновременно будут изготовляться несколько устройств.

Думаю, что из того, что я написал, Вы получите представление о существе работы, которую нужно проделать для создания работающего аппарата, а также о вероятной стоимости такой работы, которая дана по минимальной оценке.

ПИСЬМО СЕКРЕТАРЮ СМИТСОНИАНСКОГО ИНСТИТУТА [1]

Вашингтон, 15 ноября 1918 г.

В отношении недавних испытаний в Абердине [2]. Я предполагал начать демонстрацию и объяснения после полудня, когда все приедут, и продолжить их утром. Случилось, однако, так, что представители различных ведомств приехали утром, но не могли остаться на целый день. Эта неожиданность и то, что всю программу демонстрации пришлось ужать в один день, существенно повлияли на ее качество, и я не был ею полностью удовлетворен.

Капитан Пуринтон, представитель управления авиационного вооружения, сразу же заинтересовался безоткатным орудием [3] и возможностью его использования на истребителях, а затем потребовал от меня дать расчет затрат времени, необходимого для разработки такого средства. Задача была бы не слишком трудной, если бы потребная начальная скорость при вылете из ствола не была столь высокой, а именно — от 800 до 1000 фут/с. И разработка будет более сложной и дорогой, поскольку эти скорости лежат почти у предела, который может быть достигнут, не говоря уже о других требованиях. При испытаниях в Абердине все мы также убедились в том, что разрыв головки весьма удовлетворителен при тех условиях, которые возникают при использовании ракетного снаряда.

Лейтенант-командор Т. С. Уилкинсон, представлявший управление вооружений ВМС, особенно заинтересовался возможностью использования безоткатного орудия для запуска сигнальных ракет. Он попросил меня прислать отчет об исследованиях в этом направлении, что я и сделаю, как только этот отчет будет готов.

Я очень сожалею, что не удалось показать 2-дюймовое безоткатное орудие [4], которое может быть применено в качестве противотанкового. Орудие могло бы использоваться для стрельбы прямой наводкой, причем оно предельно легкое — даже легче, чем сам ракетный снаряд. Действие этого устройства будет объяснено в отчете капитана Бюшнела, который организовал эти испытания.

Отчет капитана будет не столько о самой демонстрации, сколько о существе дела. Тем не менее следует заметить, что 2-дюймовое

безоткатное орудие при нескольких пробных выстрелах продемонстрировало свои преимущества даже при использовании совершенно неподходящего пороха — дальность полета была получена большей, чем мы имели раньше (в одном случае старый рекорд был превзойден на 30%).

Траншейная мортира двойного действия [5] дала максимальную дальность полета снаряда 1150 ярдов, что на 300 ярдов превосходит дальность средней ствольной мортиры. Давление газов у орудия двойного расширения оказалось больше, чем ожидалось, но не выше, чем средние давления у ствольных мортир, дающих ту же начальную скорость.

Многозарядная ракета с поршневой подачей [6] испытывалась на следующий день после приезда гостей и дала три перезарядки из магазина, причем летела прямо. Капитан Бюшнел сказал: «Вы меня убедили, что можете сделать многозарядную ракету, в которой сгорит несколько пороховых шашек, и она будет лететь прямо». Это было, конечно, не все, что мы предполагали продемонстрировать. Мы имели также четырехмагазинную ракету с емкостью на 12 зарядов, которая хорошо перезаряжается, но которую мы вполне реально могли бы еще усовершенствовать в направлении увеличения количества зарядов (за счет удлинения магазинов в сторону хвоста ракеты).

Я хотел бы отдать как можно больше своего времени на многозарядную ракету. Но очень сомневаюсь, что на это пойдет военно-артиллерийское управление. Но ведь многозарядная ракета с взрывной подачей [7] почти готова. Трудности при завершении этой ракеты были бы не очень значительны, причем больше всего — с изготовлением самих зарядов. Хотя заряды для данных испытаний были изготовлены очень добросовестным работником, одним из самых способных но он был все-таки еще новичок, поэтому я снял это устройство с испытаний, предпочитая быть уверенным в том, что первые официальные испытания пройдут безупречно. Думаю, однако, что очень мало убедил армию в перспективности многозарядной ракеты, которая могла бы иметь значительную дальность [8].

В заключение я хочу поблагодарить Вас за оказанную Вами помощь и тот интерес, который Вы проявили к моим работам.

ПРОСТОЙ РАСЧЕТ ВОЗМОЖНОСТЕЙ ПРИНЦИПА МНОГОЗАРЯДНОСТИ[1]

Вустер, 1 апреля 1919 г.

Рассмотрим случай, когда ракета запущена вертикально в условиях отсутствия атмосферы, причем топливо полностью выгорело до того, как ракета прошла какое-то заметное расстояние. Для такого вертикального полета может быть применено простое выражение.

Из третьего закона Ньютона мы имеем дифференциальное уравнение движения ракеты:

$$cdm = (M - m)adt,$$

где c — средняя скорость отбрасывания газов, которая, как было показано предшествующими экспериментами, постоянна в воздухе и в вакууме [2]; a — ускорение ракеты, принимаемое за постоянное; m — масса ракеты, отброшенная ко времени t; M — начальная масса ракеты.

Это линейное дифференциальное уравнение первого порядка по m и t, поэтому решение для m следующее:

$$m = \exp(-at/c)M\,[\exp(at/c) + C].$$

Произвольная постоянная C равна -1, поскольку при $t = 0$ $m = 0$. Отсюда

$$m = M\,[1 - \exp(-at/c)].$$

Если конечная масса равна единице, т. е. $M = m + 1$, то последнее уравнение принимает вид

$$M = \exp at/c.$$

Вышеприведенные уравнения были выведены в первой рукописи, представленной в Смитсонианский институт [3].

Высота подъема S получается из обычного выражения

$$S = v^2/2g,$$

где $v = at$ — скорость ракеты в момент прекращения работы двигателя, полученная из вышеприведенного уравнения для M, так что

$$v = 2{,}3025c \log_{10} m$$ [4].

В качестве иллюстрации рассмотрим при отношении начальной и конечной масс ракеты 6 : 1 (что имеет основание, если принять во внимание вес камеры сгорания, которая может быть использована, и механизма, который сейчас находится в стадии разработки) два значения средней скорости отбрасывания газов: 5500 и 7000 фут/с.

Средняя скорость истечения газов, фут/с	Скорость ракеты в момент прекращения работы, двигателя, фут/с	Высота подъема, мили
5 500	9 854	287
7 000	12 540	465

Если ракета набирает скорость сравнительно постепенно и если учесть сопротивление воздуха, то высота подъема будет меньше, чем приведенные значения. Однако вполне очевидно, что поскольку ракета стартует из состояния покоя и набирает скорость в разреженном воздухе, то ни сопротивление воздуха, ни время подъема не будут слишком большими, и, следовательно, подъем на 70 миль при скоростях истечения, больших, чем принятые выше, также не представляется чрезмерным. Это заключение подтверждается приблизительным расчетом с учетом сопротивления воздуха и умеренной скорости подъема (расчет был изложен в первой рукописи, представленной в Смитсонианский институт).

МЕТОД ДОСТИЖЕНИЯ ПРЕДЕЛЬНЫХ ВЫСОТ[1]

ПРЕДИСЛОВИЕ

Представленная здесь теоретическая работа была выполнена в 1912—1913 гг., когда автор работал в Принстонском университете. Основные расчеты были сделаны в предположении, что если в качестве топлива ракеты применить нитроцеллюлозный бездымный порох при тех условиях, которые здесь рассматриваются, то КПД можно ожидать близким к 50%.

Экспериментальные исследования не предпринимались вплоть до 1915—1916 гг., когда в Университете Кларка были проведены рассматриваемые здесь испытания обычных ракет, стальных камер и сопел, а также эксперименты в вакууме. Первоначальные расчеты были потом повторены с использованием результатов этих экспериментов, а теоретические и экспериментальные результаты представлены в рукописи Смитсонианскому институту в декабре 1916 г. Эта рукопись представлена здесь в первоначальной форме, за исключением добавленных уже теперь примечаний в конце работы.

Субсидия в 5000 долларов, за счет которой работы велись до настоящего времени, была получена из фонда Ходжкинса Смитсонианского института и направлена на обеспечение разработки перезаряжающейся, или многозарядной, ракеты, принцип которой здесь объясняется. Эта работа была начата в Вустерском политехническом институте в 1917 г. и позже велась по военным контрактам. С июня 1918 г. и почти до самого подписания перемирия работа продолжалась в обсерватории Маунт-Вилсон Вашингтонского института Карнеги, где была получена бо́льшая часть экспериментальных результатов.

Пользуясь настоящей публикацией, автор выражает благодарность д-ру Уэбстеру за оборудование мастерской и лаборатории в Университете Кларка, которое использовалось в описанных здесь предварительных экспериментах. Автор пользуется также возможностью выразить признательность Смитсонианскому институту за его поддержку и поощрение более по́здних работ.

Вустер, 26 мая 1919 г.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ

Поиски методов подъема регистрирующей аппаратуры за пределы, доступные метеорологическим шарам-зондам (около 20 миль), привели автора к разработке общей теории работы ракеты с учетом сопротивления воздуха и земного притяжения [2]. Проблема состояла в определении минимальной начальной массы идеальной ракеты, потребной для того, чтобы при непрерывной потере массы ракетой конечная ее масса в 1 фунт достигла бы некоторой желаемой высоты.

Чтобы обойти неразрешимые проблемы при вариационном исчислении, оказалось необходимым найти приближенный метод решения этой задачи. Полученное решение показало, что требуются неожиданно малые начальные массы (см. табл. 7) *при условии, что газы истекают из ракеты с высокой скоростью и что бо́льшая часть ее состоит из топлива*. Коротко это можно объяснить тем, что скорость входит в выражение для начальной массы *под знаком экспоненты*. Поэтому если скорость истекающих газов увеличить, например, в 5 раз, то начальная масса, необходимая для достижения данной высоты, *уменьшится в корень пятой степени раз* по сравнению с массой, потребной при первоначальной скорости (несложный расчет сразу же показывает эффективность ракетного аппарата с высоким КПД).

Было желательным, очевидно, выполнить некоторые эксперименты с целью определения, во-первых, насколько неэффективны обычные ракеты и, во-вторых, в какой степени КПД можно было бы увеличить в ракете новой конструкции. Понятие КПД означает здесь отношение кинетической энергии отбрасываемых газов к тепловой энергии пороха [3]. Кинетическая энергия подсчитывалась по средней скорости истечения, которая определялась косвенно с помощью замеров отдачи ракеты.

Было найдено не только то, что порох в обычной ракете содержится лишь в небольшом отношении к общей массе ($^1/_4$ или $^1/_5$), но и то, что ее КПД составляет только 2%, а средняя скорость истечения — около 1000 фут/с (табл. 1). Эти же значения справедливы для корабельной ракеты типа «Костон», которая, как было определено, имела дальность $^1/_4$ мили.

Затем были выполнены эксперименты с целью увеличения средней скорости истечения газов. Заряды плотного бездымного пороха воспламенялись в прочных стальных камерах (рис. 5). Эти камеры были снабжены гладкими коническими соплами, предназначенными для получения работы расширяющихся газов, подобно тому, как это делается в паровой турбине Лаваля. Коэффициенты полезного действия и скорости, полученные таким способом, были удивительно высокими (табл. 2). Самый высокий КПД (или, скорее, «производительность») был около 64% [4], а самая высокая средняя скорость истечения — несколько ниже 8000 фут/с, что превышает скорость, достигнутую до сих пор

каким-либо веществом, имеющимся в значительном количестве.

То, что эти скорости являются истинными скоростями, а не просто эффектом, обусловленным реакцией воздуха, было доказано наблюдением работы тех же стальных камер при запуске их в вакууме. Скорости, полученные при этом, немногим отличались от скоростей, полученных в воздухе (табл. 3).

Очевидно, что тяжелая стальная камера, подобная использованной в описанных выше экспериментах, не могла бы конкурировать с обычной ракетой даже при тех высоких скоростях, которые были получены. Если, однако, *в той же камере сжигать заряды, следующие один за другим*, подобно тому, как это делается в скорострельной пушке [5], *то бо́льшая часть массы ракеты оказалась бы состоящей из топлива*. В этом случае могло бы быть получено чрезвычайно большое преимущество перед обычной ракетой. Механизмы перезарядки вместе с так называемым принципом первичной и вторичной ракет явились предметом соответствующего патента США. Поскольку реальность этих двух идей очевидна сама по себе, не было существенной необходимости проводить специальные эксперименты с целью получения уверенности в практической ценности общего метода.

Что касается высот, которые можно было бы достичь упомянутым выше методом, то применение теории к случаям, которые, как выявлено экспериментально, могут быть реализованы на практике, показывает, что масса в 1 фунт могла бы быть поднята на высоты 35, 72 и 232 мили при начальных массах, соответственно равных: от 3,6 до 12,6 фунта, от 5,1 до 24,3 фунта и от 9,8 до 89,6 фунта (табл. 7). Если вместо предлагаемой конструкции использовать аппарат типа ракеты «Костон», то начальные массы должны быть такого порядка, как указанные выше *величины, возведенные в 27-ю степень*. Следует помнить, что, если масса только лишь регистрирующих приборов составит 1 фунт, полная конечная масса будет равна 3—4 фунтам.

Расчеты, проведенные с целью определения возможности спасения аппарата после его возвращения, показывают, что время подъема и время спуска будут невелики и что небольшой парашют мог бы обеспечить мягкое приземление.

Расчеты показывают также, что с помощью ракеты с высоким КПД, состоящей в основном из топлива, небольшую массу можно было бы послать на такое большое расстояние, что она избавилась бы от земного притяжения [6].

В заключение автор выражает уверенность, что в данной работе показан не только новый и ценный метод достижения больших высот, действенный лишь теоретически, но что описанные эксперименты разрешили все спорные моменты, по которым могли быть вполне обоснованные сомнения.

Изложенная ниже работа разбита на три части: Часть I. Теория. Часть II. Эксперименты. Часть III. Расчеты, основанные на теории и экспериментах.

Максимальная высота, до которой зондирование атмосферы проводилось с помощью воздушных шаров, а именно 20 миль, является лишь небольшой долей высоты, до которой, как полагают, простирается атмосфера. Фактически наиболее интересная и, в некотором роде, наиболее важная часть атмосферы лежит в неисследованной области, средства для изучения которой до сих пор не были серьезно предложены.

Важнейшими предметами исследования в этой области являются: плотность, химический состав и температура атмосферы, а также высота, до которой она распространяется. Другими проблемами являются изучение природы северного сияния и (с помощью аппарата, удерживаемого гироскопами в неизменном положении в пространстве) природы α-, β- и γ-радиоактивных излучений вещества Солнца, а также ультрафиолетовой части спектра его излучения.

Предположения относительно природы верхней атмосферы, сделанные Вегенером *, быть может, являются внушающими наибольшее доверие. Определив значения температуры и процентный состав газов, присутствующих в атмосфере, Вегенер рассчитал парциальные давления составляющих газов и сделал вывод о том, что имеется четыре довольно отчетливых сферы, или области атмосферы, в которых преобладают определенные газы: тропосфера, в которой находятся облака; стратосфера, состоящая преимущественно из азота; сфера водорода и сфера геокороны [7]. Последняя, наиболее высокая сфера состоит, по всей вероятности, в основном из одного элемента — «геокорониума»: газа, не выявленного на поверхности Земли и имеющего спектр, состоящий из единственной линии северного сияния с длиной волны 557 ммк, причем вес этого газа составляет 0,4 от веса водорода. Существование такого газа находится в согласии с атомной теорией Николсона, и его изучение должно быть, конечно, делом существенной важности для астрономии и физики, а также метеорологии. Интересно отметить, что наибольшая высота, достигнутая с помощью шаров-зондов, лежит лишь в первой трети второй области, т. е. стратосферы.

Здесь не рассматриваются приборы, предназначенные для получения данных на этих больших высотах, но, очевидно, их конструкция является проблемой менее сложной по сравнению с проблемой достижения желаемых высот.

---

* *A. Wegener*.— «Phys. Zeitschrift», 1911, 12, S. 170—178, 214—222.

ЧАСТЬ I

ТЕОРИЯ

Предлагаемый метод

Указание относительно метода, который здесь предлагается, можно получить из фундаментальных законов механики. Мы ограничимся здесь рассмотрением аппарата, отбрасывающего назад вещество, которое аппарат несет на себе. Для всей системы нам нужно иметь, во-первых, действие в соответствии с третьим законом движения Ньютона и, во-вторых, энергию, которая поступает из некоторого источника (или источников) и используется для сообщения поднимающемуся аппарату кинетической и потенциальной энергии; кинетическая энергия должна сообщаться веществу, которое за счет реакции придает аппарату желаемое движение и энергию, достаточную для преодоления сопротивления воздуха.

Так как субатомная энергия нам недоступна, мы были ограничены в выборе типа движущей силы и применили струи газа. Целесообразность такого выбора очевидна из следующих соображений. Во-первых, вещество, которое, истекая, обеспечивает необходимую реакцию, должно быть взято аппаратом в разумно малом количестве. Во-вторых, аппарат должен получить как можно большее количество энергии. Теперь, поскольку максимальное количество энергии, связанное с минимальным количеством вещества, заключено в химической энергии, вещество и энергия для создания силы реакции должны быть поданы в виде субстанции, которая при горении или взрыве освобождает большое количество энергии и позволяет отбрасывать образующиеся продукты. Идеальной субстанцией является, очевидно, бездымный порох [8], который обеспечивает большое количество энергии, но не взрывается с такой силой, которая была бы неконтролируемой.

Аппарат должен быть, очевидно, сконструирован по принципу ракеты. Обычная ракета, однако, имеет довольно небольшую массу и может подниматься лишь на очень ограниченную высоту. Это является следствием того факта, что та часть ракеты, которая обеспечивает энергию, составляет лишь довольно небольшую долю общей ее массы; кроме того, только часть этой энергии превращается в кинетическую энергию отбрасываемой массы. Поэтому обычную ракету можно считать неэффективным тепловым двигателем. Эксперименты, которые показывают справедливость этого утверждения, будут описаны ниже.

Путем применения некоторых новых принципов, экспериментальное подтверждение которых также будет описано, КПД может быть получен в несколько раз больший, чем у обычной ракеты. Поскольку эти принципы имеют некоторое значение для военных целей, автор обеспечил гарантии себе, а также аэрологической

науке США соответствующими патентами, из которых следующие уже изданы: № 1 102 653; 1 103 503; 1 191 299; 1 194 496.

Три из этих принципов касаются в основном КПД. Первый относится к термодинамическому КПД и заключается в использовании гладкого сопла соответствующей длины и конусности, в котором происходит расширение газообразных продуктов сгорания. Таким способом получается работа расширения газов в виде кинетической энергии, а также обеспечивается полное сгорание.

Второй принцип состоит в применении перезаряжающегося устройства, посредством которого большая масса взрывчатого материала используется небольшими порциями в небольшой прочной камере сгорания. Это позволяет получить в камере сгорания высокие давления, невозможные в обычной ракете, а также приводит к тому, что бо́льшую часть массы ракеты составляет топливо.

Третий принцип состоит в применении первичного и вторичного ракетных аппаратов, причем вторичный (уменьшенная копия первичного) запускается, когда первичный достигнет верхнего предела своего полета. Суть этого метода весьма ясно показана в патенте США № 1 102 653.

Благодаря этому способу, высокое отношение массы топлива к общей массе поддерживается почти одинаковым во время всего полета. Применение последнего принципа полезно, очевидно, только тогда, когда должны быть достигнуты очень большие высоты. Чтобы избежать повреждений при падении отбрасываемых корпусов ракеты на землю, каждый из них должен быть снабжен парашютным устройством, как это объяснено в патенте США № 1 191 299.

Ниже будут описаны эксперименты, которые показывают, что благодаря применению вышеупомянутых принципов ракету можно превратить из очень неэффективного теплового двигателя в наиболее эффективный тепловой двигатель из всех когда-либо изобретенных.

Постановка задачи

Прежде чем описывать эксперименты, которые были выполнены, полезно вывести общую теорию полета ракеты, чтобы показать огромную важность КПД в достижении очень больших высот. Поэтому ниже сформулирована задача, которая приводит к выводу дифференциального уравнения движения. Приближенное решение этого уравнения будет получено для начальной массы, потребной для того, чтобы поднять массу в 1 фунт на некоторую желаемую высоту, причем упомянутая начальная масса должна быть минимальной.

Для анализа была выбрана идеальная ракета особой геометрии, которая хорошо поддается теоретическому исследованию и

в то же время заключает в себе все существенные черты натурных аппаратов. На рис. 1 H — масса, весящая 1 фунт, которая должна быть поднята вертикально [10]* на максимально большую высоту с помощью ракеты, имеющей форму конуса; P — топливо, заключенное в оболочку K. Вещество P выбрасывается вниз с постоянной скоростью c. Далее предполагается, что оболочка K отбрасывается непрерывно по мере выгорания вещества P, так что основание ракеты всегда остается плоским. Можно показать, что эта схема приближенно соответствует случаю, когда корпус и камера сгорания первичной ракеты отбрасываются после того, как магазин с зарядами истощится, а также случаю, когда оболочки зарядов отбрасываются по мере сгорания последних.

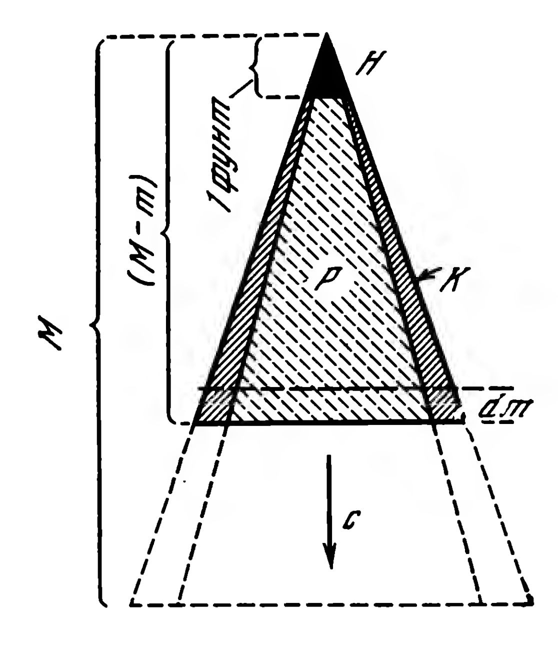


Рис. 1

Введем следующие обозначения: M — начальная масса ракеты; m — масса, отброшенная ко времени t; v — скорость ракеты ко времени t; $\bar{c}$ — скорость истечения отбрасываемой массы; R — сила сопротивления воздуха в абсолютных единицах; g — ускорение силы тяжести; dm — масса, отбрасываемая за время dt; k — постоянная доля массы dm, состоящая из оболочки K, отбрасываемой с нулевой скоростью относительно оставшейся массы ракеты; dv — приращение скорости, полученное оставшейся массой ракеты.

Дифференциальное уравнение для этой идеальной ракеты будет аналитической формулировкой третьего закона Ньютона, полученной приравниванием количества движения в момент t к количеству движения в момент $t + dt$ плюс импульс сил сопротивления воздуха и тяжести:

$$(M - m)v = dm\,(1 - k)(v - c) + vkdm + (M - m - dm)(v + dv) + [R + g\,(M - m)]\,dt.$$

Если пренебречь членами второго порядка, то уравнение примет вид

$$c\,(1 - k)dm = (M - m)dv + [R + g(M - m)]\,dt^{[9]}. \qquad (1)$$

Проверить справедливость этого уравнения можно с помощью аналитического выражения закона сохранения энергии, полученного приравниванием тепловой энергии, выделившейся при сгорании массы пороха $dm\,(1 - k)$, к дополнительной кинетической

* Цифрами без скобок обозначены примечания автора, пронумерованные им с № 10 (см. в конце данной работы) (*Примеч. ред.*).

энергии, полученной этой массой, плюс работа, затраченная на преодоление сил тяжести и сопротивления воздуха за время dt. Уравнение, полученное таким образом, оказалось идентичным уравнению (1).

Приведение уравнения к простейшему виду

В наиболее общем случае была найдено, что R и g весьма просто выражаются через v и s. В частности, величина R — сопротивление воздуха для ракеты в момент t — зависит не только от плотности воздуха и скорости ракеты, но и от ее поперечного сечения S, соответствующего этому времени t. Ясно, что поперечное сечение S должно быть как можно меньше. Это условие будет удовлетворено *во все моменты времени*, если только S является следующей функцией массы ракеты $(M - m)$:

$$S = A\,(M - m)^{2/3}, \qquad (2)$$

где A — коэффициент пропорциональности. Этому условию удовлетворяет, очевидно, идеальная ракета (см. рис. 1). Уравнение (2) выражает тот факт, что форма ракетного аппарата все время остается подобной той, которую аппарат имел при старте, или, другими словами, S должно изменяться пропорционально квадрату линейных размеров, тогда как масса $(M - m)$ изменяется по кубическому закону. Это условие может быть приближенно осуществлено за счет использования принципа первичной и вторичной ракет.

Сопротивление R может быть принято не зависящим от длины ракеты, если пренебречь «поверхностным трением». Для скоростей, превышающих скорость звука, это полностью допустимо при условии, что наибольшее поперечное сечение находится в головной части аппарата, как показано в патенте США № 1 102 653.

Величины R, g и v наиболее легко выражаются, очевидно, в зависимости от высоты s. Если поперечное сечение S выразить таким же образом, уравнение (1) можно преобразовать в виде

$$c\,(1 - k)dm = (M - m)dv + 1/v(s)[R(s) + g\,(s)(M - m)]ds. \qquad (3)$$

Невозможность в настоящее время точного решения для минимума M

Успех метода зависит от возможности использования начальной массы M взрывчатого вещества, величина которой не выходит за рамки практической осуществимости. Это, конечно, означает то же самое, если бы мы сказали, что масса, отброшенная ко времени t (т. е. m), должна быть минимальной, причем условия существования минимума учитываются при интегрировании уравнения движения.

То, что минимум массы m, требуемой для получения определенной вертикальной скорости на данной высоте, существует,

интуитивно можно считать очевидным из следующего соображения: если скорость подъема на некоторой промежуточной высоте будет очень большой, сопротивление воздуха R (зависящее от квадрата скорости) будет также очень большим. С другой стороны, если скорость подъема очень мала, то сила, требуемая для преодоления земного притяжения, должна действовать в течение длительного времени. В обоих случаях масса, необходимая для истечения, будет чрезмерно большой.

Очевидно, далее, что скорость набора высоты должна иметь некоторое особое значение в каждой точке подъема. Другими словами, необходимо определить неизвестную функцию $v = f(s)$, так чтобы масса m была минимальной.

Заменив v и dv в уравнении (3) на $f(s)$ и $[df(s)]/ds$, можно получить m путем интегрирования. Чтобы m было минимальным, необходимо δm приравнять к нулю и определить функцию $f(s)$. Метод, необходимый для определения функции $f(s)$, является новой задачей вариационного исчисления.

Решение задачи отыскания минимума приближенным методом

Чтобы получить достаточно точное решение, которое позволило бы показать возможности метода и в то же время избежать упомянутые выше трудности, связанные с применением точного метода, можно использовать тот факт, что если мы поделим высоту на большое количество частей, скажем n, то можно будет считать величины R, g, а также ускорение *постоянными в каждом интервале*.

Если обозначить с помощью a постоянное ускорение, определяемое равенством $v = at$ в каком-либо интервале, мы получим вместо уравнения движения (3) линейное уравнение первого порядка относительно m и t:

$$\frac{dm}{dt} = \frac{(M-m)(a+g)+R}{c(1-k)},$$

решение которого после умножения и деления правой части на $(a+g)$ примет вид

$$m = \exp\left[-\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]\frac{M(a+g)+R}{a+g}\times$$
$$\times\left\{\int \exp\left[\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]\left[\frac{a+g}{c(1-k)}\right]dt + C\right\} =$$
$$= \exp\left[-\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]\frac{M(a+g)+R}{a+g}\left\{\exp\left[\frac{a+g}{c(1-k)}t\right] + C\right\}, \quad (4)$$

где C — произвольная постоянная.

Эта постоянная сразу же определяется, как равная 1, из того факта, что m должна равняться нулю при $t = 0$.

Тогда получим

$$m=\left(M+\frac{R}{a+g}\right)\left\{1-\exp\left[-\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]\right\}. \qquad (5)$$

Это уравнение применяется, разумеется, к каждому интервалу, в которых R, g и a считаются постоянными. Мы можем сделать дальнейшее упрощение для каждого интервала, если определим, *какая начальная масса M требуется при конечной массе в интервале, равной 1 фунту*. Начальная масса в начале первого интервала, которую можно назвать *«общей начальной массой»* и которая требуется для движения аппарата через n интервалов, будет *равна произведению n значений*, полученных таким путем.

Если мы затем приравняем к единице конечную массу $(M-m)$ в каком-нибудь интервале, т. е. будем иметь $M=m+1$, а затем подставим это выражение в уравнение (5), то получим уравнение для массы в начале рассматриваемого интервала:

$$M=\frac{R}{a+g}\left\{\exp\left[\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]-1\right\}+\exp\frac{a+g}{c(1-k)}t. \qquad (6)$$

Итак, начальная масса, которая требуется, чтобы массе в 1 фунт придать некоторую скорость в конце интервала при равенстве R и g нулю на основании уравнения (6), равна

$$M=\exp\frac{at}{c(1-k)}. \qquad (7)$$

Отношение уравнения (6) к уравнению (7) является мерой дополнительной массы, которая требуется для преодоления обоих видов сопротивлений R и g. Когда это отношение для рассматриваемого интервала минимально, мы знаем, что M также минимальна. «Общая начальная масса», требуемая для поднятия фунта на некоторую желаемую высоту, может быть получена, как произведение минимальных масс M для каждого интервала, полученного таким путем.

Из уравнений (6) и (7) мы видим прежде всего важность высокого КПД, если «общая начальная масса» сведена до минимума.

Рассмотрим показатель степени при e. Значения a, g и t зависят от заданных условий подъема, тогда как $c(1-k)$ полностью зависит от КПД ракеты, так как c — скорость истечения газов, а k — доля полной массы, приходящаяся на механизм заряжения и воспламенения и магазин. Чтобы продемонстрировать важность как можно большего увеличения $c(1-k)$, предположим, что этот член уменьшен в 10 раз. Тогда

$$\exp\frac{a+g}{c(1-k)}t$$

возрастет в десятой степени, или, другими словами, масса в каждом интервале будет равна *первоначальному значению, умноженному само на себя 10 раз.*

ЧАСТЬ II

ЭКСПЕРИМЕНТЫ

КПД обычных ракет

Средняя скорость истечения газов, отбрасываемых обычными ракетами двух размеров, была определена с помощью баллистического маятника. Меньшие ракеты *C* (рис. 2) имели средний вес 120 г (вес порохового заряда 23 г). Бóльшие ракеты *S*, хорошо известные «Костон», весили 640 г (вес порохового заряда 130 г). На рис. 3 эти ракеты показаны в сравнении с линейкой *Y* длиной 1 ярд.

Массивный составной баллистический маятник (рис. 4) весил 70,64 кг (155 фунтов) и имел полупериод колебаний, равный 4,4 с, т. е. хорошо сравнимый по величине с продолжительностью горения зарядов ракет. Коэффициенты полезного действия были получены на основании средней скорости истечения газов, найденной обычным методом баллистического маятника, и теплотворной способности пороха ракет, определенной с помощью калориметрической бомбы вустерским химиком специально для автора.

Результаты этих экспериментов даны в следующей таблице:

Таблица 1

Тип ракеты	КПД, %	Средний КПД, %	Скорость, соответствующая среднему КПД, фут/с
Обычная	2,54	—	—
»	1,45	—	—
»	1,49	—	—
»	1,95	1,86	957,6
«Костон»	1,75	—	—
»	2,27	—	—
»	2,62	2,21	1029,25

Из таблицы видно, что КПД обычной ракеты близок к 2% [11], причем он несколько ниже для меньших и несколько выше для бóльших ракет, кроме того, средняя скорость истечения газов составляет порядка 1000 фут/с. Экспериментально было найдено, что ракета «Костон», облегченная до 510 г за счет устранения красного сигнального огня, имела дальность $^1/_4$ мили, причем высшая точка траектории находилась несколько ниже 490 футов. Большая дальность этой ракеты является довольно замечательным явлением при таком неожиданно низком КПД.



Рис. 2

Рис. 3



Эксперименты в воздухе с небольшими стальными камерами

Далее был сконструирован аппарат с целью увеличения КПД и заключал в себе три радикальных изменения, а именно: использовался бездымный порох со значительно большей теплотворной способностью, чем применявшийся в обычных ракетах

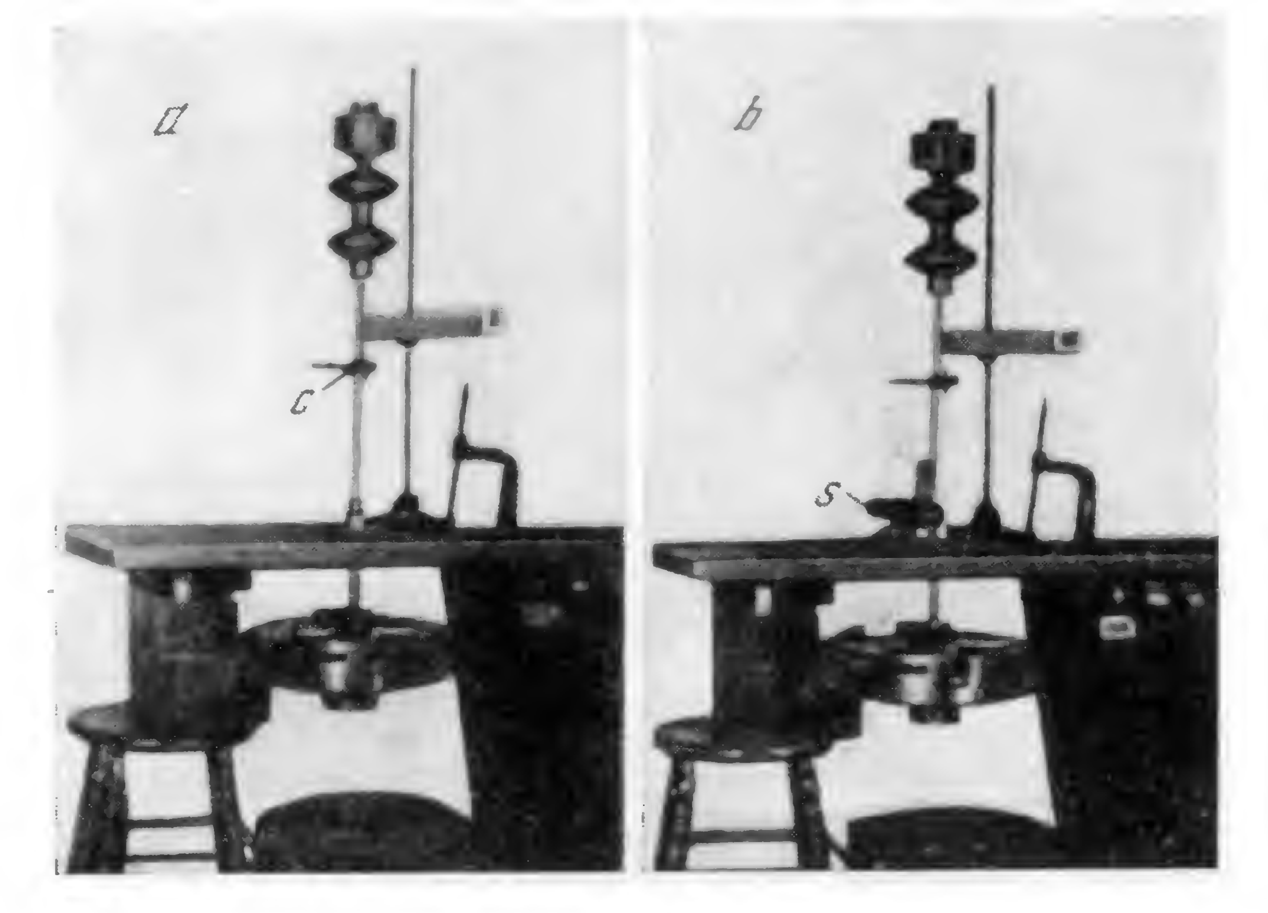


Рис. 4

черный порох; использовалась прочная стальная камера, позволившая применить высокие давления; использовалось коническое сопло, похожее на сопло паровой турбины, предназначенное для получения работы расширения.

Испытывались камеры двух размеров: одна — диаметром $^1/_2$ дюйма, другая — 1 дюйм. Внутренний и внешний диаметры меньшей камеры (рис. 5) были равны соответственно 1,28 и 3,63 см. Сопло с очень гладко отполированной поверхностью имело конусность 8° и было приспособлено для использования двух расширяющихся насадок различной длины. Длина камеры, обозначенная на рис. 5, как расстояние l, могла изменяться за счет установки или удаления стальных цилиндрических регулировочных вставок различной длины, удерживаемых на месте с помощью затвора. На рис. 6, *a* приведена фотография камеры в собранном виде с соплом средней длины, на рис. 6, *b* показана та же камера в разобранном виде, на рис. 6, *c* — камера с длинным соплом вместо среднего.

Использовались две маленькие камеры, практически идентичные во всех отношениях; одна — из мягкой стали, другая — из высококачественной никелевой стали (оружейный ствольный прокат), подвергнутой обработке до получения сопротивления разрыву 100 тыс. фунтов⟨...⟩

Заряд пороха P (рис. 5) воспламенялся электрическим способом с помощью раскаленной проволоки следующим путем. Тонкая медная проволока w диаметром 0,12 мм была пропущена че-

Рис. 5

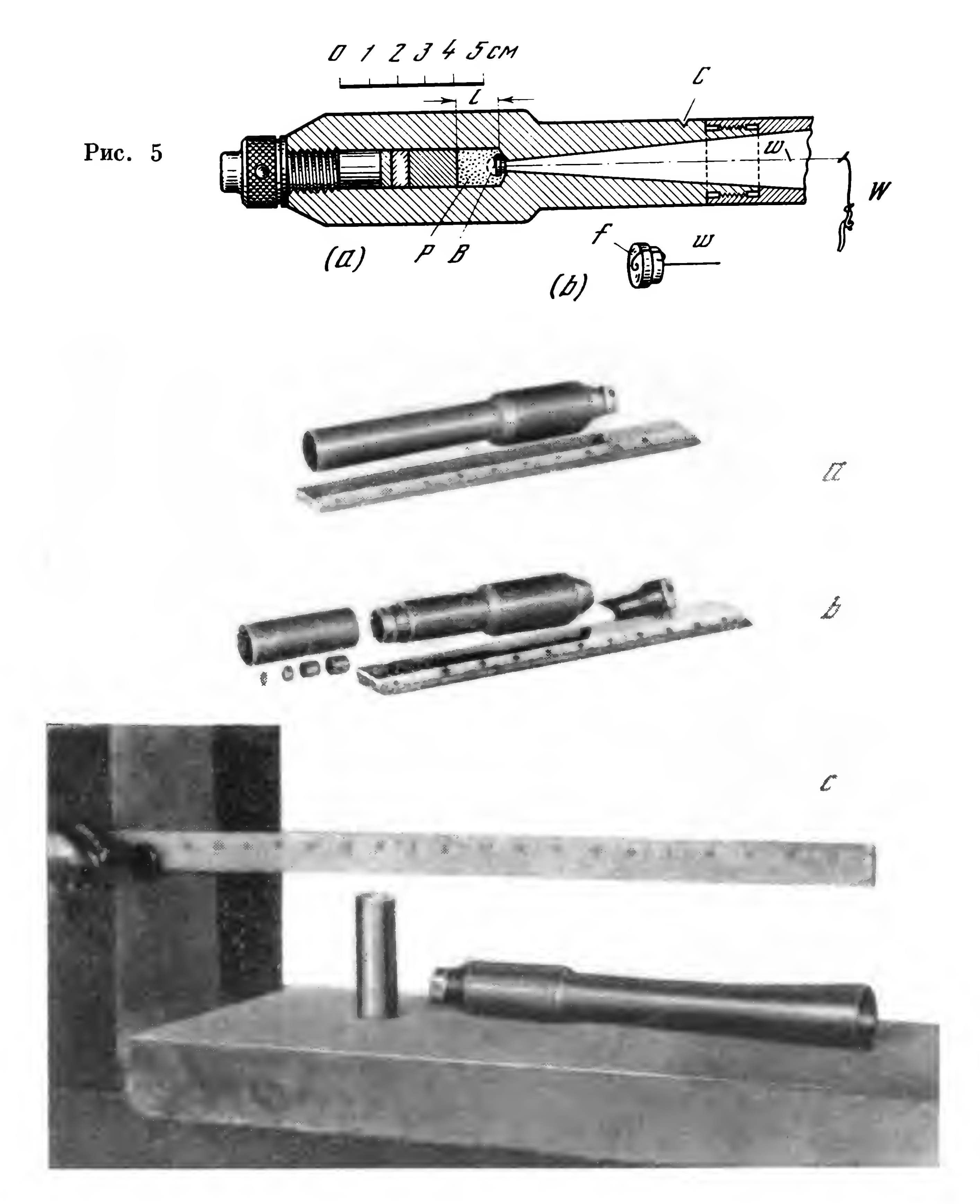


Рис. 6

рез пробку (рис. 5,*b*), состоящую из двух дисков плотного картона. Медная проволока соединялась с небольшим куском платиновой или платиноидной проволоки *f* диаметром 0,1 мм, протянутой поперек внутренней части пробки в контакте с порохом. К другому концу этой платиновой проволоки был присоединен короткий кусок медной проволоки, который, проходя сбоку пробки, находился в контакте со стенкой камеры. Тонкая стальная прово-

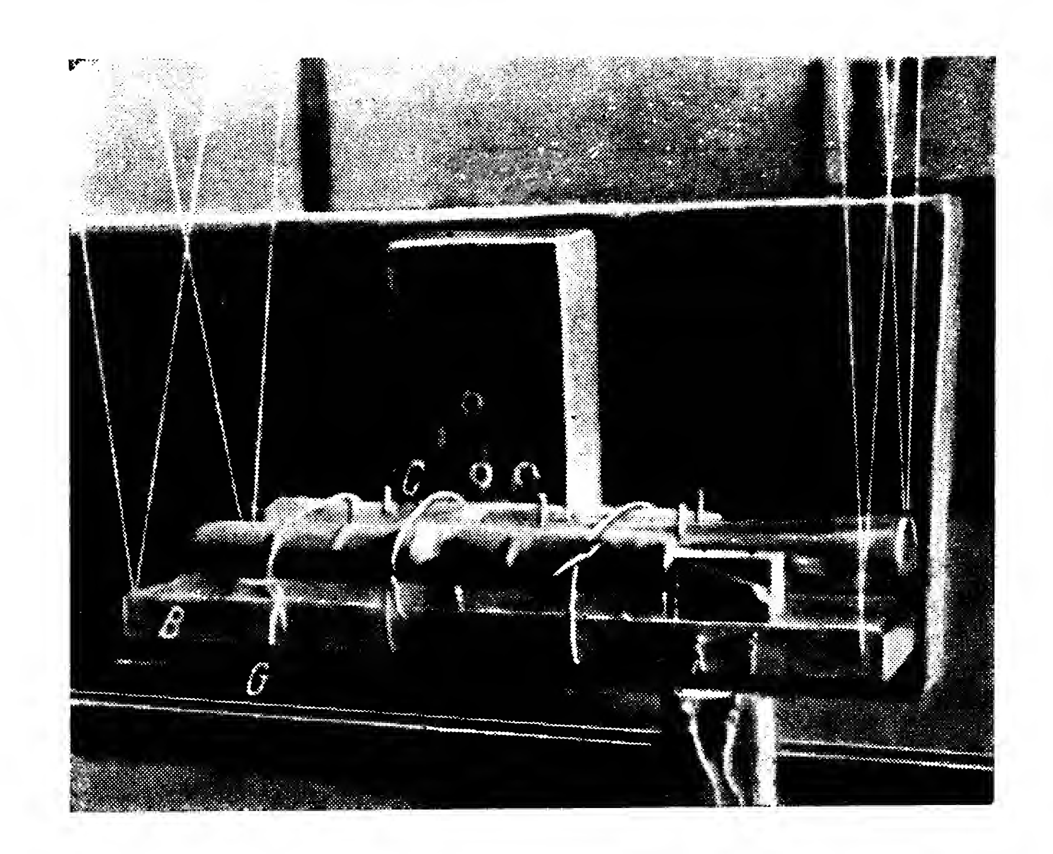


Рис. 7

лока W диаметром 0,24 мм служила для натяжения медной проволоки w, причем достаточно сильного, чтобы предотвратить ее контакт с соплом. Проволока была установлена таким образом, что, хоть она и натягивала проволоку w, но при этом не создавала сопротивления в направлении движения истекающих газов.

Использовался бездымный порох двух плотностей: порох, предназначенный для пистолетных зарядов, «Дюпон пистол № 3» (очень быстро горящий и плотный нитроцеллюлозный порох) и порох марки «Инфоллибл», предназначенный для дробовых ружей. Теплотворную способность во всех случаях определяли с помощью калориметрической бомбы*. Все замеры были сделаны в атмосфере двуокиси углерода, чтобы исключить тепло, обусловленное наличием кислорода в воздухе. Были получены следующие средние значения теплотворной способности:

Порох в обычной ракете	545,0	кал/г;
Порох в ракете «Костон»	528,3	»
«Дюпон пистол № 3»	972,5	»
«Инфоллибл»	1238,5	»

Баллистический маятник, используемый при определении средней скорости истечения для маленьких камер, состоял в основном (рис. 7) из доски B, несущей грузы и поддерживающей камеру или пушку C в горизонтальном положении. С помощью тонких стальных проволок эта доска удерживалась таким образом, чтобы при движении все время оставалась в горизонтальном

* Было признано необходимым использовать образцы с массой, превышающей некоторое значение, так как в противном случае теплотворная способность зависела бы от массы образца.

положении. Чтобы убедиться, что доска установлена действительно горизонтально во всех позициях, постоянно делалась проверка с помощью небольшого вертикального зеркала, установленного на доске так, что его плоскость была перпендикулярна оси пушки; при этом осуществлялся контроль за отражением горизонтального предмета, например грифеля карандаша, находящегося от зеркала на расстоянии нескольких футов, во время качания маятника. Ток для воспламенения заряда подводился через две капли ртути к проволокам на доске. Регистрация величины отклонения делалась с помощью стального стержня, заостренного и закаленного в нижнем конце. Этот стержень свободно скользил в вертикальной латунной втулке, прикрепленной к нижней стороне доски, и делал отметки на полоске закопченного стекла *G*. Таким образом регистрировались первые отклонения маятника назад и вперед, и это позволяло исключить влияние трения.

Данные и результаты этих экспериментов приведены в табл. 2, где d — отклонение, исправленное с учетом трения.

Скорости и КПД были получены из обычного выражения для скорости, в котором учитывается, что груз баллистического маятника постоянно горизонтален:

$$v = \frac{M}{m}\sqrt{2gl(1-\cos\theta)},$$

где M — общий вес груза; m — отброшенная масса (порох плюс пробка); l — длина маятника; θ — угол, в пределах которого качается маятник; g — ускорение силы тяжести.

Косинус угла θ был скорректирован с учетом трения путем наблюдения двух первых отклонений d_1 и d_2 и получен из уравнения

$$d = d_1\sqrt{\frac{d_1}{d_2}}.$$

Можно заметить, что наибольшее значение скорости было получено для пороха «Инфоллибл» и равнялось 7000 фут/с. Соответствующий КПД был близок к 50%. Скорость, соответствующая значению c под знаком экспоненты в уравнениях (6) и (7), в 7 раз больше, чем для обычной ракеты. Вследствие этого легко увидеть, что применение камеры и сопла, таких, например, как описанные выше, должно привести к очень большому уменьшению начальной массы по сравнению с начальной массой, небходимой для обычной ракеты.

Исходя из возможного интереса, при запусках малой камеры были сделаны ночные фотографии вспышек, которыми сопровождалось горение (рис. 8). На рис. 9 показана установка для проведения этих экспериментов, причем она снята камерой, установленной в том же положении, что и при фотографировании вспышек. Белые отметки над вспышками — полоски картона, прибитые к длинному бруску с интервалами в 10 см и представляющие сравнительную масштабную шкалу, один конец которой

Таблица 2

№ эксперимента	Материал камеры	Длина камеры l, см	Общая масса M, г	Размер сопла	Тип пороха	Масса, пороха, г	Масса пробки и проволоки, г	Отклонение, см			Длина маятника, см	Скорость		КПД, %
								d_1	d_2	скорректированное d		км/с	фус/с	
						Малая камера								
1	Мягкая сталь	0,69	3540,1	Среднее	«Дюпон»	0,7795	0,0345	11,55	11,41	11,62	79,15	1,781	5843	39,01
2	»	0,69	3541,9	»	»	0,7060	0,0385	10,30	10,19	10,35	79,15	1,738	5703	37,16
3	»	1,01	3538,8	»	»	1,0025	0,0370	15,80	15,70	15,85	79,15	1,907	6257	44,73
4	»	0,69	3541,9	»	«Инфоллибл»	0,8247	0,0395	13,60	13,50	13,65	79,15	1,976	6484	37,13
5	»	1,01	3538,8	»	»	1,2015	0,0380	20,55	20,46	20,59	79,50	2,082	6832	41,88
6	»	0,69	3547,9	Короткое	«Дюпон»	0,7074	0,0370	9,43	9,38	9,45	79,50	1,585	5203	30,93
7	»	0,69	3540,1	»	«Инфоллибл»	0,8533	0,0370	12,59	12,53	12,62	79,50	1,766	5793	30,12
8	»	0,69	3540,1	»	«Дюпон»	0,6825	0,0355	9,35	9,31	9,37	79,50	1,625	5336	32,54
9	»	1,01	3645,8	Длинное	«Инфоллибл»	1,2397	0,0370	20,18	20,10	20,22	79,50	2,045	6709	40,39
10	»	1,01	3645,8	»	«Дюпон»	0,9625	0,0365	14,20	14,10	14,25	79,50	1,834	6018	41,38
11	»	0,69	3648,93	»	»	0,7361	0,0386	10,22	10,10	10,28	79,50	1,704	5592	35,74
12	»	0,69	3533,9	Среднее	«Инфоллибл»	0,8985	0,0391	13,90	13,83	13,94	79,50	1,850	6069	33,05
13	»	0,69	3645,8	Длинное	»	0,9068	0,0396	13,85	13,80	13,87	79,50	1,882	6177	34,24
14	»	0,69	3533,9	Среднее	«Дюпон»	0,7465	0,0373	10,07	10,10	10,10	79,50	1,609	5279	31,38
29	Никел. сталь	0,69	3553,5	»	«Инфоллибл»	1,0264	0,0445	17,95	17,85	18,00	79,50	1,969	6460	37,44
44	»	1,01	6273,5	»	»	1,2731	0,0420	12,58	12,38	12,68	79,50	2,127	6981	43,73
46	»	0,69	6270,5	»	»	1,4849	0,0402	14,78	14,68	14,93	79,50	2,154	7064	44,78
						Большая камера								
51	Хромоник.сталь	2,28	19 324,0	16,29	«Дюпон»	8,0522	0,3184	—	—	5,02	—	2,290	7515	64,53
52	»	2,28	19 324,0	16,29	«Инфоллибл»	9,0259	0,3271	—	—	7,08	—	2,434	7987	57,25

Рис. 8



Рис. 9

находится непосредственно над «дулом» пушки. Перед воспламенением заряда эта масштабная шкала освещалась на мгновение маленькими электрическими лампочками от карманного фонаря, укрепленными перед каждой полоской. Соответствующая лампа освещала также картон с нанесенным на нем номером эксперимента.

Фотографии выявили курьезный факт: в большинстве случаев «вспышка» казалась происходящей на значительном расстоянии впереди сопла. Это явление легко объяснить, если допустить, что скорость отброшенных газов так же, как и при прохождении газами сопла, очень высока, но в воздухе быстро уменьшается почти до нуля. Другими словами, мы можем полагать, что газы удалятся от сопла за весьма короткое время — слишком короткое, чтобы воздействовать на фотопластинку. Поэтому «вспышка» фотографируется только тогда, когда скорость значительно уменьшится.

Намек на эту высокоскоростную часть вспышки можно видеть на фотографии эксперимента № 11. Следует заметить, что диаметр вспышки меньше, чем диаметр конца сопла. Необходимо отметить, что только случайно в экспериментах № 9 и 11 сопло освещалось вспышками так, как это видно на фотографиях.

Интересным явлением, связанным с запуском камеры в воздухе, был очень сильный звук, создаваемый даже при сравнительно небольшом количестве пороха. Это, однако, не было неожиданным, поскольку здесь вся энергия тратится на придание движения воздуху, в то время как у обычных винтовок бо́льшая часть энергии пороха переходит в кинетическую энергию пули.

Эксперименты с большой камерой

Все стальные камеры, которые применялись в предшествующих экспериментах, имели одинаковый внутренний диаметр (1,26 см). Поэтому казалось целесообразным провести хотя бы несколько экспериментов с большой камерой с целью, во-первых, убедиться в том, что большая камера будет работать, и, во-вторых, посмотреть, действительно ли такая камера будет иметь еще больший КПД, чем маленькая камера. Это последнее ожидалось по той причине, что тепловые потери и потери на трение должны увеличиваться пропорционально *квадрату* линейных размеров камеры. Следовательно, потери увеличиваются в меньшей степени, чем та масса пороха, которая может быть использована безопасно и которая изменяется пропорционально *кубу* линейных размеров. Доказательства в поддержку этого предположения были уже приведены. Так, для обычных ракет бо́льшие камеры имели выше КПД, что видно из табл. 1. Большая камера была сделана из никелевой стали марки «Самсон № 3А» с прочностью на разрыв 115 000 фунтов. Эта камера имела внутренний диаметр и диаметр горловины, в 2 раза больше, чем у камер, используемых ранее.

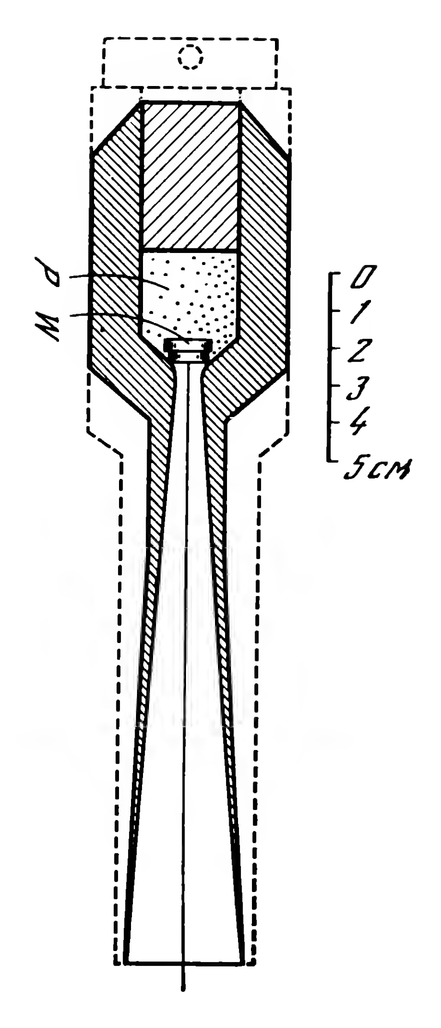


Рис. 10



Рис. 11

Однако толщина стенки камеры и конусность сопла остались прежними. Внутренняя поверхность сопла была хорошо отполирована. На рис. 10 показан разрез камеры, причем пунктирной линией обозначена наружная граница камеры, P — порох, W — пробка. Можно отметить, что пробка по своим размерам была в 2 раза больше, чем использовавшаяся ранее.

Установка камеры для экспериментов показана на рис. 11. Камера была прикреплена к нижнему концу трубы P диаметром 2 дюйма и длиной 3,5 фута с помощью установочных винтов. Внутри этой трубы над камерой был укреплен стальной вал длиной 2 дюйма для увеличения массы движущейся системы. Эта система поддерживалась с помощью штифта E диаметром 0,5 дюйма.

При горении описанная выше система за счет отдачи поднимается вертикально, преодолевая действие силы тяжести. Величина этого подъема, или перемещение, записывается с помощью тонкого карандаша, который скользит в латунной втулке, установленной в трубе под прямым углом к штифту E. Острие карандаша прижато к вертикально расположенному картону с помощью

небольшой пружины. Этот метод измерения импульса истекающих газов был назван методом «прямого подъема», теория его дана в Приложении А.

Хотя отражение газов от земли было бы, вероятно, ничтожным, оно полностью исключалось с помощью короткой доски D, покрытой куском толстого железного листа и установленной под углом 45° к горизонтали. Эта доска обеспечивала отражение газов в одну сторону.

Результаты двух экспериментов с большой камерой (№ 51 и 52) приведены в табл. 2. В эксперименте № 51, в котором применялся порох типа «Дюпон», засыпка пороха была довольно свободной. Увеличение внутреннего диаметра было незначительным, менее 0,01 мм. В эксперименте № 52 порох типа «Инфоллибл» был до некоторой степени спрессован. После эксперимента камера оказалась слегка вздутой на коротком участке около середины. Внутренний диаметр увеличился от 2,6 до 2,7 см, наружный — от 5,08 до 5,14 см. КПД (64,53%) в эксперименте № 51 и скорость (7987 фут/с) в эксперименте № 52 были соответственно самыми высокими из полученных во всех экспериментах.

Из этих двух экспериментов были сделаны следующие выводы: во-первых, большая камера может работать при соответствующих условиях, не требуя чрезмерных давлений; во-вторых, большая камера даже со сравнительно коротким соплом является более эффективной и дает более высокие скорости, чем маленькие камеры [10].

Очевидно, что в больших камерах должны использоваться крупные зерна пороха, чтобы избежать опасных давлений. Вздутие в эксперименте № 52 объяснялось тем, что зерна пороха были слишком мелки для камеры данных размеров. Возможно, однако, что даже такие большие давления, которые возникли в эксперименте № 52, могли бы быть применены на практике, если бы камера имела «слоистую» конструкцию. Подобный же результат мог бы быть возможным, если бы производилось несколько выстрелов при последовательном увеличении количества пороха. Это может быть достигнуто в результате упрочнения стенки камеры с помощью вытяжки. Такое явление наблюдалось с уже описанной камерой из мягкой стали, которая была растянута при первых нескольких выстрелах с порохом «Инфоллибл», но затем оставалась неизменной при нагрузках, значительно бóльших, чем применявшиеся вначале [12].

Эксперименты в вакууме

Введение

Получив средние скорости истечения почти до 8000 фут/с, нужно определить, в какой степени они представляют собой действие силы реакции против воздуха в сопле или непосредственно

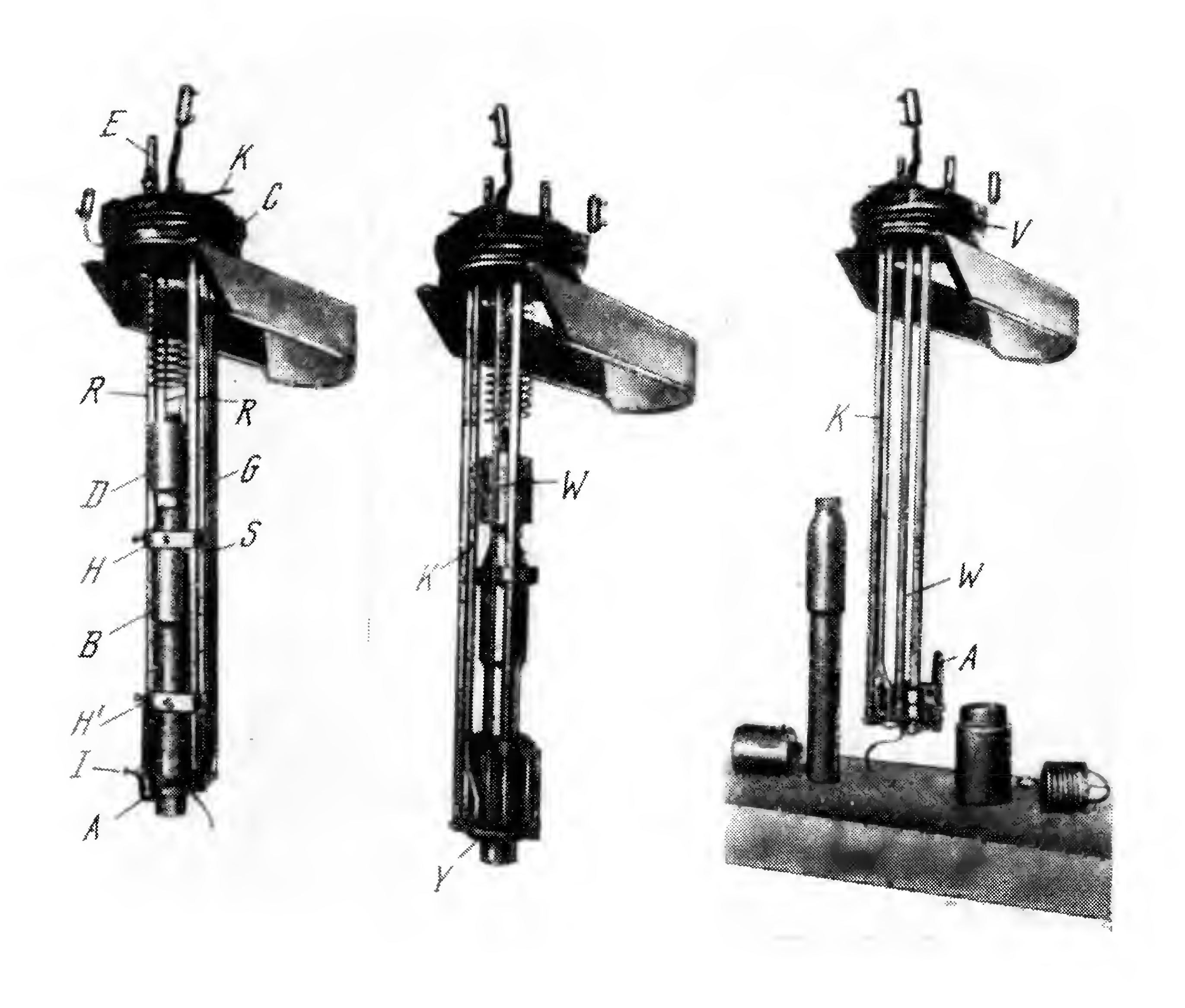
за ним. Хотя можно предположить, что реакция, обусловленная наличием воздуха, невелика (из того факта, что воздух в сопле и непосредственно за ним имеет небольшую массу), никоим образом само собой не очевидно, что эта реакция равна нулю. Например, когда взрывается динамит, лежащий на железной плите, частицы, из которых он состоит, движутся очень быстро вверх, а реакция на это движение выгибает железную плиту вниз. Но реакция упомянутых частиц против воздуха, когда они движутся вверх, может также играть важную роль в выгибании железа. Эксперименты, которые будут здесь описаны, были предприняты с целью обнаружить, до какой степени (если вообще это имеет место) «скорость в воздухе» была воображаемой скоростью. Эксперименты проводились с меньшими камерами из мягкой и никелевой сталей, которые были уже описаны.

Способ установки камеры в вакууме

Ради удобства камера (или пушка) должна быть, очевидно, смонтирована в вертикальном положении так, чтобы истекающие газы отбрасывались вниз, а камера двигалась вверх за счет реакции. При этом камера может либо действительно подниматься целиком, либо, будучи подвешенной на пружине, начать колебаться.

В силу этого вся подвесная система была устроена так, что она помещалась в трехдюймовой стальной трубе и все ее основные части крепились к крышке, пригнанной к верху этой трубы. Это делалось не только для удобства обращения с тяжелой камерой, но также и из тех соображений, чтобы единственное соединение, которое пришлось бы сделать герметичным для каждого выстрела, было на 3-дюймовой крышке.

Способ крепления камеры на крышке показан на рис. 12 и 13, а установка в разобранном виде — на рис. 14. Два стальных стержня R диаметром $^3/_8$ дюйма были туго ввернуты с помощью конической (трубной) резьбы в крышку C. Эти стержни были соединены в своих нижних концах скобой, которая удерживала их все время в параллельном положении. Две втулки, или держатели H и H', которые свободно скользили вдоль стержней R, удерживали камеру (пушку) с помощью винтов, предусмотренных по три на каждом держателе. Внутренние концы винтов нижнего держателя были сделаны коническими и входили в конические углубления c (рис. 5), просверленные в боковой стенке пушки, благодаря чему нижний держатель мог быть жестко скреплен с пушкой. Это необходимо для того, чтобы свинцовые втулки, крепящие пушку и покоящиеся на нижнем держателе H', можно было использовать для увеличения массы подвешенной системы. Всего использовались три таких втулки, из них две бóльших были отлиты вокруг тонких стальных труб, которые плотно крепились к пушке. Стержни R были смазаны вазелином. Два сталь-



ных штифта диаметром $^1/_8$ дюйма были продеты сквозь стержни R над скобой Y для того, чтобы последняя не могла сдвинуться при падении тяжелой камеры и грузов (при использовании метода прямого подъема).

В экспериментах, в которых камера и свинцовые втулки были подвешены на пружине, последняя была прицеплена своим верхним концом к болту, укрепленному в крышке C. Запись отклонений подвешенной системы велась пером S (рис. 12), укрепленным на верхнем держателе H. Это перо было прижато к узкой полоске закопченного стекла G с помощью пружины из тонкой стальной проволоки. Полоска закопченного стекла удерживалась двумя зажимами, прикрепленными к стержню, верхний конец которого присоединен к крышке C, а нижний конец — к скобе Y. Кроме тех случаев, когда использовались самые большие заряды, можно было измерять отклонения в обе стороны от нулевого положения, что, таким образом, позволяло рассчитать демпфирование и исключить трение.

Когда камера подвешивалась на пружине, неизбежно возникало отклонение до 1 см уже сразу при установке крышки C на 3-дюймовую трубу (или при снятии с нее), хотя во всех слу-

чаях после такого смещения система возвращалась в положение с отклонением в пределах 1 мм (обычно даже намного меньше) от нулевого положения. Для того чтобы избежать смещения, о котором идет речь, использовался эксцентриковый зажим K (рис. 13), который поддерживал подвешенную систему жестко в нулевом положении во время сборки и разборки установки.

Этот зажим представлял собой стержень, свободно вращающийся в отверстии крышки C, причем нижний конец его крепился в опоре скобы Y. Через верхний конец стержня под прямым углом к нему был продет небольшой стержень. Поверхность стержня K была смазана смесью пчелиного воска, смолы и венецианского скипидара. Отверстие в крышке, через которое был пропущен стержень, герметизировалось смесью того же состава.

При сборке подвешенной системы крышка C поддерживалась с помощью держателя, который касался ее нижней стороны. Когда сборка была закончена, воск разогревался с помощью небольшой спиртовки, пока не становился мягким, а затем вокруг стержня и отводной трубки E наматывалась резиновая лента. Испытание показало, что крышку можно при этом устанавливать на трубку и снимать без заметного движения подвешенной системы. После того как крышка C укреплялась на трубке, резиновая лента снималась и воск нагревался до тех пор, пока стержень K можно было вывернуть из зацепления с держателями H и H'. После запуска камеры зажим снова использовался для того, чтобы вынуть систему из трехдюймовой трубы и снять закопченное стекло.

Цепь, по которой подводился электрический ток для воспламенения заряда, состояла из изолированной проволоки W (см. рис. 13), которая проходила через коническую втулку из покрытой шеллаком твердой фибры на крышке C и далее через стеклянную трубку к скобе Y, к которой она была прикреплена. Ниже скобы она была обмотана изоляционной лентой, кроме нижнего конца, который имел такую форму, чтобы держать стальную проволоку диаметром 0,24 мм, прикрепленную к тонкой медной проволоке, идущей от пробки камеры. Из камеры ток подводился к стержням R и за пределы крышки, вокруг которой была намотана толстая неизолированная медная проволока V, которая вместе с проволокой W составляла концы цепи. Следует упомянуть, между прочим, что в качестве запала для воспламенения плотного бездымного пороха в вакууме необходимо было использовать небольшое количество черного пороха B (рис. 5), нанесенного на плавкую платиновую проволочку в пробке.

Чтобы обеспечить герметичность соединения крышки с трубой во время определения характеристик, применялось следующее приспособление. Внешняя стенка крышки C, а также контргайка были сделаны одного диаметра. Контргайка прикреплялась к трубе. Затем они были замазаны с внешней стороны рас-

плавленной смесью, состоящей из равных частей пчелиного воска и смолы с небольшим количеством венецианского скипидара.

Перед снятием характеристик крышка устанавливалась в свое положение, широкая резиновая лента наматывалась на место соединения крышки с контргайкой и внешняя сторона этой резиновой ленты нагревалась с помощью спиртовки. В результате соединение было абсолютно герметичным для всех практических целей, и в то же время его можно было легко разобрать после удаления резиновой ленты.

Теория экспериментов в вакууме

Выражения для скорости отбрасываемых газов легко получаются для тех двух типов движения подвешенной системы, которые были использованы, а именно: простых гармонических колебаний, производимых пружиной, и прямого подъема.

Простые гармонические колебания. Результаты, полученные с помощью простых гармонических колебаний (слегка затухающих, конечно), были, естественно, более точными, чем в случае прямого подъема, так как в последнем случае невозможно было исключить трение. Теория простых гармонических колебаний, в которой учтено трение, изложена в Приложении В. Пружина была изготовлена... по специальным техническим условиям, в особенности касавшимся параметра «сила на единицу удлинения». Были предприняты меры к тому, чтобы убедиться,что ни в одном из экспериментов растяжение пружины не уменьшилось настолько, чтобы выйти из прямолинейной области калибровочной кривой.

Прямой подъем. Теория движения в этом случае была уже дана в Приложении А. В этом случае можно предположить, что коррекция на трение могла бы быть сделана умножением перемещения s на некоторый специальный коэффициент демпфирования $\sqrt{d_1/d_2}$, полученный в экспериментах с простыми гармоническими колебаниями и вполне пригодный и в этом случае. Было обнаружено, как это будет показано ниже, что это приводит к результатам, хорошо совпадающим для двух типов движения, если прямой подъем составляет около 2 см, но не больше. Было установлено, что очень небольшое сопротивление трения возникает при поднятии массы M вручную, если только ось пушки строго вертикальна, и очень значительное сопротивление имеет место, если ось отклонена в какую-нибудь сторону настолько, что держатели H и H' трутся о стержни R. Это боковое давление отсутствовало при использовании пружины. Было также обнаружено, что след на закопченном стекле всегда слегка синусоидален при прямом подъеме и прямолинеен при наличии пружины. Простые гармонические колебания были, таким образом, гораздо предпочтительнее, но их нельзя использовать, когда пороховые заряды были большими.

Следует напомнить, что фактическая цель экспериментов в вакууме заключается в том, чтобы установить, какой будет реакция, создаваемая камерой, если данный заряд пороха будет подожжен в камере, находящейся на высоте нескольких миль над земной поверхностью. Поэтому необходим контейнер, который для рассматриваемой цели весьма близко приближается к контейнеру неограниченной емкости. 3-дюймовая труба, закрытая на концах, явно неподходяща, так как газ, выстреленный с одного конца, наверняка отражается от другого со значительной скоростью и, следовательно, вызывает гораздо большее отклонение, чем должно наблюдаться на самом деле. Более того, любой резервуар конечных размеров, безусловно, даст конечную величину отдачи вследствие того факта, что весь этот процесс эквивалентен внезапному высвобождению в этот резервуар одного или двух литров газа при атмосферном давлении.

Есть два возможных метода уменьшения скорости газа, достаточного для возникновения лишь незначительной отдачи: *метод дезинтеграции*, при котором поток дробится на множество мелких струй, посылаемых по всем направлениям (т. е. фактически превращаемых в тепло), и *метод трения*, при котором весь поток продолжает двигаться в одном направлении, но постепенно замедляется вследствие трения о твердую поверхность.

Как будет показано ниже, точные результаты были получены с помощью первого метода в емкости, которую можно назвать «цилиндрическим» резервуаром. Проверка этих результатов вторым методом в емкости, которую можно назвать «кольцевым» резервуаром, дала удовлетворительное согласование.

Цилиндрический резервуар имел длину 10 футов 5 дюймов и весил около 500 фунтов. Резервуар состоял из 12-дюймовой стальной трубы T длиной 6 футов (рис. 15 и 16) с нарезными крышками на концах. В верхнюю крышку под небольшим углом была вставлена 3-дюймовая стальная труба P длиной 4 $^1/_2$ дюйма, которая поддерживала крышу C (рис. 12 и 13). 12-дюймовая труба была распилена поперек по пунктирной линии T_0 так, что, по желанию, любое приспособление могло быть вставлено внутрь резервуара или вынуто из него. Верхняя часть резервуара поднималась в случае необходимости с помощью блока или тали. Два соединяющихся конца сначала смазывались смесью вышеописанного состава. После сборки резервуара соединение W также смазывалось извне тем же составом и весь резервуар после этого обмазывался асфальтовым лаком.

Этот резервуар использовался в трех модификациях.

1. Резервуар пуст, имеется колено E для придания газу завихрения, чтобы во время движения газ не стремился вернуться вверх по трубе P. В этом случае ожидалась некоторая отдача от этого колена. Эти ожидания оправдались на практике.

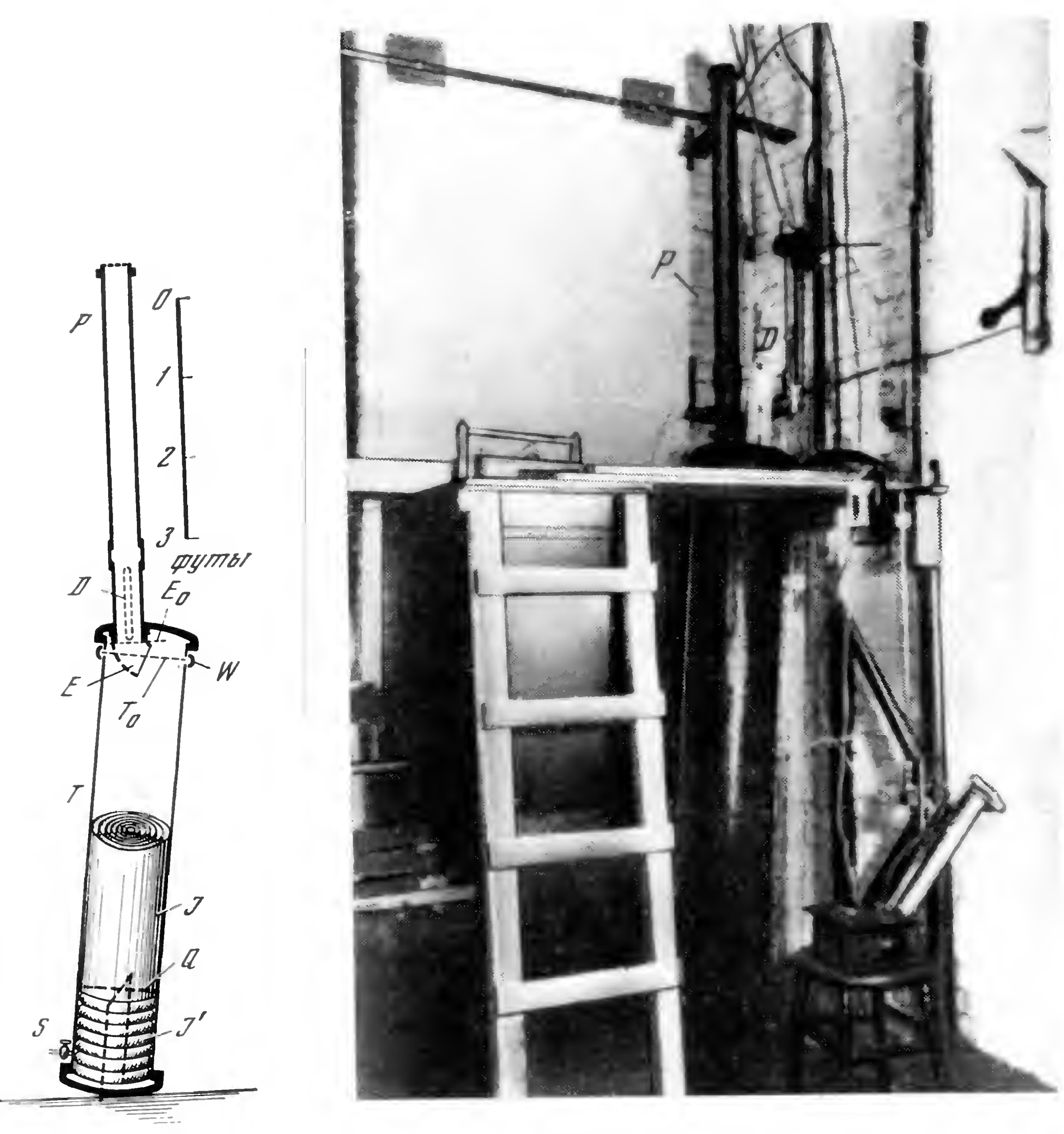


Рис. 15

Рис. 16

2. Резервуар пуст, колено обрезано вдоль пунктирной линии E_0. В этом случае ожидалась бо́льшая отдача, чем в случае 1, что и было подтверждено на практике.

3. Колено E обрезано по линии E_0, резервуар наполовину заполнен заграждением из проволочной сетки с $^1/_2$-дюймовыми квадратными ячейками. Были применены два отдельных проволочных заграждения, одно над другим. Газ сначала проходил сквозь архимедову спираль I 2-футового заграждения, которое состояло из восьми витков, отделенных друг от друга железной проволокой, вставленной в заграждение. Эта конструкция позволяла большей части еще не возмущенного газа проникнуть в спираль на значительное расстояние и, естественно, исключала регулярное отражение. Второе устройство I', расположенное под первым, состояло из нескольких 12-дюймовых круглых дисков такого же

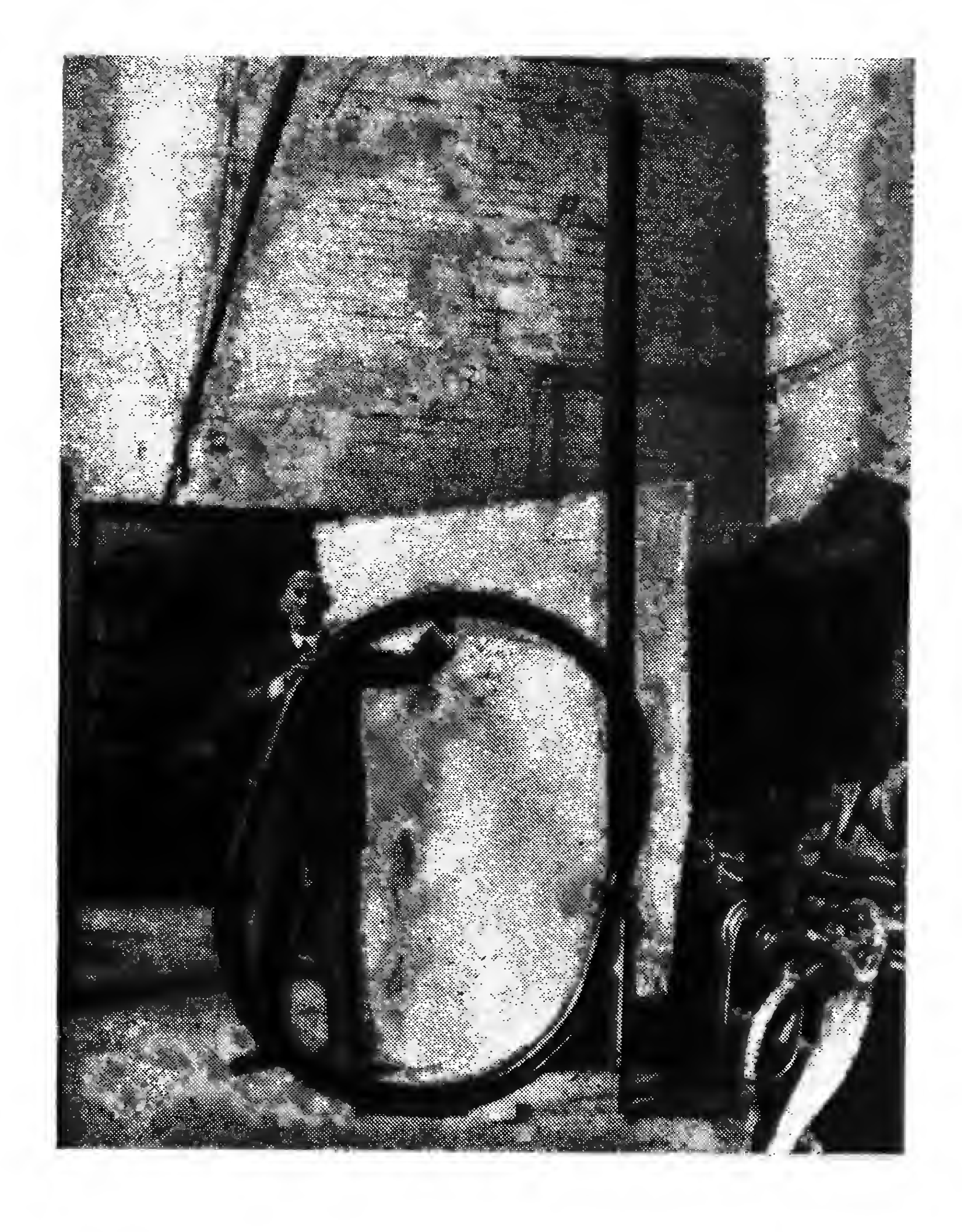


Рис. 17

заграждения, присоединенных к $^1/_4$-дюймовым железным стержням Q с помощью железных проволок. Эти диски размещались друг от друга на расстоянии 1 дюйма. Три верхних диска были отдельными, два следующих ниже диска — двойными с проволоками, вытянутыми в разные стороны. Два следующих диска были тройными, а самый нижний диск, расположенный на расстоянии 2 дюймов от дна резервуара, состоял из шести отдельных дисков. Это нижнее устройство неизбежно создавало большое сопротивление потоку газа, однако все же довольно сильная отдача от какой-либо из его частей предотвращалась описанной выше спиралью. В этом третьем случае ожидалась лишь небольшая отдача, что и имело место на практике.

Резервуар откачивался через запорный кран S в нижнем его конце, воздух также впускался через этот кран.

Кольцевой резервуар (рис. 17) имел высоту 10 футов и весил около 200 футов. Резервуар состоял из прямой 3-дюймовой трубы, тщательно подогнанной и приваренной автогенным способом к 3-дюймовой U-образной трубе длиной 4 фута. Прямая труба входила в U-образную трубу с внутренней стороны последней под как можно более острым углом. Другая такая же U-образная

труба была привинчена к первой с помощью фланцев с $^1/_{16}$-дюймовой листовой резиновой прокладкой между ними.

В этом резервуаре газы выстреливались вниз по прямой трубе, поступали в верхнюю U-образную трубу под небольшим углом, не создавая тем самым какой бы то ни было значительной отдачи, затем проходили по кольцевой части, не возвращаясь в прямую трубу, пока скорость не уменьшалась в значительной степени за счет трения.

Чтобы как можно больше увеличить время, за которое снижается скорость, трубы тщательно очищались от окалины. Они были протравлены, а затем очищены протягиванием через них по нескольку раз сначала скребка из листового железа, а затем жесткой цилиндрической щетинной щетки и, наконец, салфетки. Вся окалина, кроме державшейся очень прочно, была таким образом удалена. Далее, позаботились о том, чтобы в резиновых прокладках между фланцами проделать отверстие, настолько широкое, чтобы при сжатии фланцев резина не проникла в трубу и не препятствовала потоку газа.

Несмотря на все эти меры предосторожности, были получены данные о том, что газы тормозились очень быстро. Этого следовало ожидать, поскольку вместе с газами выбрасывается твердое вещество, а именно: частицы пробки и проволоки, которые скапливаются от выстрела к выстрелу. Это твердое вещество должно создавать значительное сопротивление трения при движении вдоль U-образной трубы, а так как газ имеет массу порядка всего 1 г, сопротивление должно содействовать торможению потока в очень короткое время. Этот промежуток времени был, однако, достаточно велик, чтобы второй метод позволил удовлетворительным образом проверить первый метод.

Модификация двух вышеописанных методов может быть обеспечена путем устройства некоторого рода люка, который отскакивал бы в момент горения и благодаря которому газы после снижения их скорости в описанном выше контейнере не могли бы вернуться вверх в 3-дюймовую трубу *P*. Таким путем газовая отдача полностью исключалась. Однако было обнаружено, что результаты, полученные с помощью уже описанных двух методов, можно считать вполне удовлетворительными, поэтому эта модификация оказалась излишней.

Резервуары откачивались с помощью масляного роторного насоса № 1, при этом в качестве форвакуумного насоса использовался водяной струйный насос. Таким способом давление понижалось до 1,5 мм рт. ст. в цилиндрическом резервуаре за 25 мин, а в кольцевом резервуаре — за 10 мин. Давление, применявшееся в экспериментах, изменялось в диапазоне от 7,5 до 0,5 мм рт. ст.

В случае обоих резервуаров, применявшихся при экспериментах, было, очевидно, невозможно полностью исключить газовую отдачу в силу того, что даже если скорость газов сведена к нулю, все равно остается эффект от внезапного введения некоторого количества газа в резервуар. Поэтому пришлось разработать какие-нибудь средства для обнаружения и, если возможно, измерения степени отдачи.

Использовались три устройства: одно — для обнаружения *силы* отдачи и два — для измерения *величины импульса* на единицу площади, создаваемого отраженными газами. Эти последние устройства назывались «импульсометрами», так как с их помощью были возможны количественные измерения.

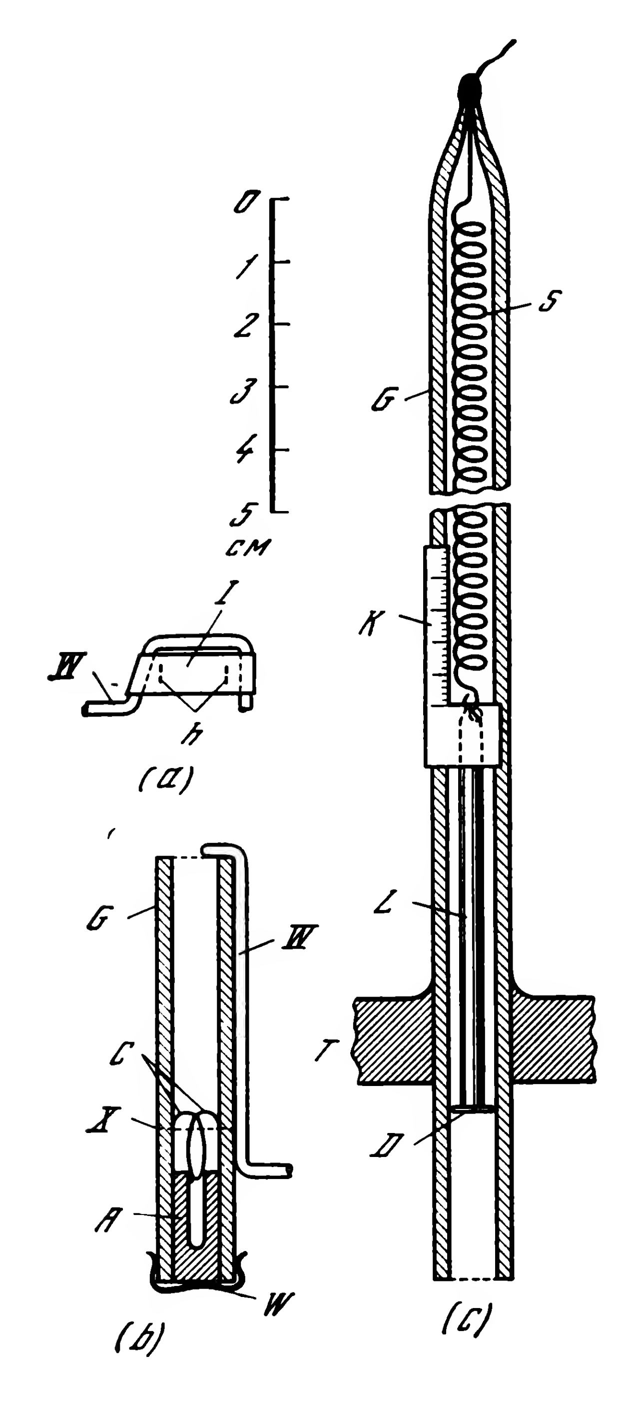


Рис. 18.

Датчик из папиросной бумаги

Датчик для регистрации силы отдачи состоял из полоски тонкой папиросной бумаги *I* (рис. 12 и 18, *а*) толщиной 0,02 мм с концами, приклеенными к железной проволоке *W*, как показано на рис. 18, *а*. Проволока была прикреплена к скобе *Y* (рис. 13) и удерживала папиросную бумагу в горизонтальной плоскости между камерой и стенкой трехдюймовой трубы *P*. Во многих экспериментах бумага перед использованием была разрезана поперек на треть ширины в двух местах, как показано пунктирными линиями *h* на рис. 18, *а*. Поскольку папиросная бумага имеет очень небольшую массу, разрыв зависит только от величины мгновенно прикладываемой силы, а не от импульса силы, т. е. произведения силы на продолжительность ее действия. Папиросная бумага будет рваться в том случае, если сила, производимая первым толчком газа, направленная вверх вдоль камеры в объем 3-дюймовой трубы над камерой, превосходит определенное значение. Первый направленный вверх толчок газа будет, конечно, про-

изводить бо́льшую силу, чем любой последующий толчок, так как газ постепенно теряет скорость. Даже когда величина той силы, которая разорвет папиросную бумагу, неизвестна, можно с уверенностью предположить, что если первый толчок вверх не разрушит бумагу, то сила отдачи, которая действует на пушку, должна быть небольшой в сравнении с импульсом, создаваемым взрывом пороха.

Следует отметить, что эта папиросная бумага не дает никаких сведений о том, было или нет несколько последовательных отражений или отдач, постепенно снижающихся по величине; она также не дает информации относительно *направленного вниз* давления, оказываемого на камеру газами и уменьшающего отклонения после того, как они аккумулировались в пространстве между верхним торцом камеры и крышкой C (рис. 12).

Импульсометр прямого подъема

Разрез импульсометра прямого подъема показан на рис. 18, b и на фотографии (рис. 12). Небольшой алюминиевый цилиндр A массой 1,46 г, сделанный для легкости полым с одного конца, был обточен вплоть до легкого скольжения в стеклянной трубке G. Эта трубка G была прикреплена цементом Хотинского к железной проволоке W, которая, в свою очередь, была прикреплена к скобе Y (рис. 13), так что трубка G удерживалась в вертикальном положении между камерой и стенкой 3-дюймовой трубы подобно папиросной бумаге. Две небольшие проволоки C из пружинной латуни были прикреплены цементом к верхнему торцу алюминиевого цилиндра, а их свободные концы слегка касались противоположных стенок стеклянной трубки. Внутренняя поверхность стеклянной трубки над точкой, обозначенной X, была закопчена камфорным дымом, так что регистрировалось любое смещение алюминиевого цилиндра вверх. Цилиндр не выпадал из стеклянной трубки благодаря наличию тонкой стальной проволоки w, прикрепленной цементом к трубке поперек ее нижнего торца.

Теория импульсометра прямого подъема дана в Приложении С. Из этой теории можно вывести выражение для отношения количества движения Q, полученного пушкой за счет газовой отдачи, к наблюдаемому количеству движения подвешенной системы.

У этого вида импульсометра имеется два недостатка. Во-первых, трение неизбежно действует в направлении уменьшения отклонения. Во-вторых, всякая вибрация, которой аппарат подвергается после выстрела, заставит алюминиевый цилиндр подпрыгивать и даст, таким образом, ложное отклонение. Этот последний факт сделал такой измеритель бесполезным для экспериментов при прямом подъеме камеры: в этом случае тяжелая камера после перемещения вверх падала обратно, что всегда вызывало большую вибрацию.

Импульсометр, как будет отмечено ниже, давал осредненное измерение для каждой серии последовательных толчков газа вверх и вниз.

Пружинный импульсометр

Сечение пружинного импульсометра показано на рис. 18, *c*. Аппарат состоял из алюминиевого диска *D* с общей массой 5,295 г, скрепленного цементом со свинцовым стержнем *L* и поддерживаемого тонкой латунной спиральной пружиной *S*. Диск *D* был такого размера, что мог легко скользить в стеклянной трубке *G*. Верхний конец пружины высовывался через небольшую щель в стеклянной трубке и в этом месте был прикреплен цементом Хотинского; это обеспечивало легкость установки верха свинцового стержня вровень с нулем бумажной шкалы *K*, приклеенной к внешней стороне трубки. Кусок белой бумаги, помещенный позади трубки *G*, делал движения свинцового стержня *L* очень ясно различимыми.

Импульсометр помещался в отверстие *D* (рис. 15 и 16) в верхней крышке 12-дюймовой трубы цилиндрического резервуара на одинаковом расстоянии от стенки 12-дюймовой и от центра 3-дюймовой труб. Он выступал на 1 дюйм сквозь крышку 12-дюймовой трубы, и это было практически то же расстояние, на которое выступала 3-дюймовая труба. Трубка *G* удерживалась в своем положении на крышке за счет плотной обмотки изоляционной лентой, а все соединение было обмазано смесью описанного ранее состава.

Теория пружинного импульсометра приведена в Приложении D, где *Q* — отношение, уже определенное в связи с импульсометром прямого подъема. Есть две причины, по которым отношение *Q*, полученное в Приложении, должно быть больше, чем истинное процентное отношение на верхнем торце 3-дюймовой трубы. Во-первых, трение в 3-дюймовой трубе будет снижать скорость отражающего газа. Кроме того, диск *D* (рис. 18, *c*) довольно плотно входит в стеклянную трубку *G*, в то время как между пушкой и 3-дюймовой трубой имеется значительный зазор, через который газ может пройти и, собравшись наверху, оказывать давление *вниз*, на верхнюю поверхность пушки.

Одно важное преимущество пружинного импульсометра перед импульсометром прямого подъема состоит в том, что в первом силы трения очень невелики, так что его показания весьма надежны. Другое преимущество состоит в том, что величина перемещения у первого включает в себя, без всяких сомнений, эффект нескольких отдач, следующих друг за другом в быстрой последовательности, т. е. эффект многократных отражений газа, если они имеют место

Объяснение таблицы 3

В вакуумных экспериментах мягкая стальная камера использовалась с порохом «Дюпон», а камера из никелевой стали — с порохом «Инфоллибл».

Три сопла — короткое, среднее и длинное — имели длину от горловины до среза соответственно 9,64, 15,88 и 22,08 см.

За длину камеры l в третьей колонке принято расстояние, показанное на рис. 5.

В случаях простых гармонических колебаний, для которых d_2 в таблице не указано, перемещения были столь велики, что d_2 не могло достичь своей полной величины из-за скобы Y (рис. 13). Поправка на трение делалась в этих случаях путем выбора коэффициента из какого-либо другого эксперимента, условия в котором были близкими. Номер этого эксперимента написан в скобках в табл. 3 в колонке d_2. Та же методика применялась при экспериментах с прямым подъемом.

Из экспериментов с цилиндрическим резервуаром № 15 и 16 были проведены с коленом E (см. рис. 15) на нижнем конце 3-дюймовой трубы; эксперимент № 17 был также проведен с установленным коленом, но с добавлением в трубу рукава из листового железа для уменьшения *искривления потока* в колене; эксперименты № 18 и 19 проведены с пустым резервуаром; остальные эксперименты выполнялись с установленным заграждением, которое описано выше. Папиросная бумага обычно разрывалась с одного конца. Полностью срывалась она только при небольших зарядах в экспериментах с *пустым* цилиндрическим резервуаром (№ 18 и 19). В экспериментах с № 15 по 33 включительно папиросная бумага была надрезана поперек на треть ширины у каждого конца, как было уже указано.

Импульсометр прямого подъема использовался в экспериментах с № 15 по 26 включительно. В случаях, когда имело место соприкосновение камеры в нижних концах стержней R (см. рис. 12) со скобой или штифтами, этот импульсометр был бесполезен из-за вибрации. Только в экспериментах № 16 и 22 имело место измеримое перемещение; незначительные же отклонения в других случаях были, несомненно, следствием трения. Пружинный импульсометр использовался только в последних шести вакуумных экспериментах.

Анализ табл. 2 и 3 показывает, что результаты, полученные при одних и тех же условиях, достаточно хорошо согласуются и обеспечивают надежность сравнения результатов, полученных при различных условиях запуска.

Обсуждение результатов

1. Существует общая закономерность, согласно которой значения скорости в вакууме больше, чем в воздухе, при одинаковых длине камеры и массе пороха.

№ эксперимента	Тип движения	Длина камеры l, см	Общая масса $M + 1/3\ m_s$, г	Размеры сопла	Тип пороха	Масса пороха, г	Масса пробки и проволоки, г	Масса черного пороха, г	Откло… d_1
15	ПГК *	0,69	3156,9	Длинное	«Дюпон»	0,6747	0,0538	0,007	4,58
16	»	0,69	3156,9	»	»	0,6761	0,0526	0,007	4,78
17	»	0,69	3156,9	»	»	0,6913	0,0508	0,007	4,68
18	»	0,69	3156,9	»	»	0,6929	0,0536	0,007	4,85
19	»	0,69	3156,9	»	»	0,6741	0,0529	0,007	4,66
20	»	0,69	3156,9	»	»	0,7161	0,0516	0,007	5,00
21	»	0,69	3156,9	»	»	0,6495	0,0536	0,007	4,73
22	»	0,69	3156,9	»	»	0,6679	0,0568	0,007	4,63
23	»	0,69	3156,9	»	»	0,6681	0,0537	0,007	4,43
24	»	0,69	3156,9	»	»	0,6693	0,0556	0,007	4,68
25	»	0,69	2768,1	Среднее	»	0,6998	0,0504	0,007	4,97
26	»	0,69	2768,1	»	»	0,6715	0,0530	0,007	4,70
27	»	0,69	2353,8	Короткое	»	0,6686	0,0510	0,007	5,05
28	»	0,69	2353,8	»	»	0,6673	0,0510	0,007	5,10
30	»	0,95	3339,5	Среднее	«Инфоллибл»	0,9186	0,0556	0,010	7,37
31	ПП **	0,95	2020,7	»	»	0,9210	0,0518	0,012	4,60
32	»	0,95	2020,7	»	»	0,9210	0,0601	0,020	5,87
33	»	0,95	2020,7	»	»	0,9210	0,0625	0,020	5,30
34	»	0,95	2020,7	»	»	0,9210	0,0648	0,020	5,50
35	ПГК	0,95	3339,6	»	»	0,9210	0,0614	0,020	7,22
36	»	0,95	3339,6	»	»	0,9210	0,0639	0,020	7,18
37	ПП	0,95	2020,7	»	»	0,9210	0,0619	0,020	5,19
38	»	0,95	2135,7	Длинное	»	0,9210	0,0672	0,020	4,83
39	»	0,95	2135,7	»	»	0,9210	0,0608	0,020	5,07
40	»	0,69	2023,4	Среднее	«Дюпон»	0,6715	0,0576	0,007	2,03
41	»	0,69	2023,4	»	»	0,6715	0,0599	0,007	1,95
42	»	0,95	1914,8	Короткое	«Инфоллибл»	0,9210	0,0551	0,020	5,70
43	»	0,95	2020,7	Среднее	»	0,9210	0,0641	0,020	5,37
45	»	1,25	2020,7	»	»	1,2581	0,0582	0,020	11,38
47	»	1,42	3040,5	»	»	1,4540	0,0603	0,020	6,50
48	»	1,42	3040,8	»	»	1,3997	0,0607	0,020	6,03
49	»	1,42	2020,7	»	»	1,3997	0,0619	0,020	13,00
50	»	1,57	3039,0	»	»	1,5200	0,0630	0,030	7,28

* ПГК — простые гармонические колебания; ** ПП — прямой подъем.

Таблица 3

нение, см		Форма бака	Давление в баке, мм рт. ст.		Воздействие на бумажный датчик	Отношение импульса отдачи к общему импульсу Q, %	Скорость		КПД, %
d_2	скорректированное d		до [эксперимента]	после [эксперимента]			км/с	фут/с	
4,22	4,97	Цилиндр.	5,0	5,5	—	0	1,711	5614	36,01
4,70	4,82	»	5,0	10,0	Порван	0,756	1,729	5671	36,75
4,52	4,70	»	4,5	9,0	»	0	1,671	5481	34,33
4,55	5,01	»	7,0	11,2	»	0	1,774	5821	38,72
4,37	4,81	»	5,5	10,5	»	0	1,728	5668	36,71
4,77	5,12	»	7,5	13,0	Не порван	0	1,683	5524	38,36
4,45	4,87	»	6,5	10,5	»	0	1,780	5840	38,97
4,34	4,78	Кольцев.	1,5	13,5	»	0,560	1,719	5642	36,37
4,13	4,59	Цилиндр.	1,5	5,5	»	0	1,653	5423	33,61
4,48	4,78	Кольцев.	7,5	22,0	»	0	1,719	5642	36,38
4,31	5,33	»	1,5	14,5	»	0	1,767	5801	38,46
3,85	5,19	Цилиндр.	1,5	5,0	»	0	1,749	5740	37,65
(20)	5,17	Кольцев.	1,5	13,0	»	—	1,614	5296	32,05
(20)	5,22	Цилиндр.	1,5	5,5	»	—	1,630	5347	32,67
(20)	7,91	Кольцев.	1,5	21,0	»	—	2,405	7893	55,90
(25)	4,94	Цилиндр.	1,5	7,5	Порван	—	1,997	6550	39,40
(20)	5,90	Кольцев.	1,5	21,0	»	—	2,191	7189	46,38
(25)	5,69	»	4,5	25,5	»	—	2,127	6980	43,71
(25)	5,90	Цилиндр.	2,5	8,0	Не порван	—	2,162	7093	45,15
(20)	7,39	»	1,5	6,0	»	—	2,336	7665	52,73
(20)	7,35	»	3,5	9,5	Порван	—	2,319	7610	51,96
(25)	5,57	»	1,5	7,0	Не порван	—	2,106	6911	42,85
(25)	5,18	»	1,5	7,0	»	—	2,136	7010	44,09
(25)	5,45	»	1,5	7,0	»	—	2,202	7227	46,86
(25)	2,18	»	1,5	4,5	»	—	1,797	5897	39,73
(25)	2,09	»	0,5	3,0	»	—	1,748	5735	37,93
(20)	5,83	»	1,5	7,0	Порван	—	2,055	6745	40,82
(25)	5,76	»	1,0	6,0	Не порван	0,326	2,137	7011	44,14
(25)	11,65	»	1,5	8,0	»	0,677	2,340	7680	52,93
(25)	6,98	»	1,5	9,0	Порван	0,690	2,318	7606	51,89
(25)	6,47	»	1,5	8,5	Не порван	0,730	2,314	7593	51,74
(25)	13,96	»	1,5	8,5	»	0,735	2,257	7404	49,19
(25)	7,82	»	1,5	9,5	»	0,790	2,332	7653	52,56

При использовании пороха «Дюпон» средние и короткие сопла дают бо́льшие скорости в *вакууме*, но длинное сопло не дает результатов, сильно отличающихся от полученных в воздухе.

Однако имеются большие расхождения при использовании пороха «Инфоллибл» для всех трех сопел. Для среднего сопла сравнение экспериментов с № 4 по 12, а также № 35 и 36 показывает, что увеличение скорости доходит до 22% по отношению к скорости в воздухе.

2. Среднее сопло дает вообще бо́льшие скорости, чем короткое или длинное сопла, при той же длине камеры l и приблизительно при тех же зарядах пороха. Во всех случаях короткое сопло дает меньшие скорости, чем среднее или длинное сопло, что и следовало ожидать.

3. Результаты не показывают заметной зависимости скоростей от давлений в резервуаре в диапазоне от 7,5 до 0,5 мм ртутного столба, и можно с уверенностью заключить, что скорости практически одинаковы для давлений от атмосферного до нулевого, если не считать уже упомянутого небольшого увеличения скорости при уменьшении давления [11].

4. Сравнение результатов экспериментов, в которых камера двигалась под действием пружины, с экспериментами, в которых камера просто поднималась, показывает, что результаты, полученные этими двумя методами, хорошо согласуются, если перемещение в эксперименте с прямым подъемом невелико (сравните эксперименты № 40 и 41 с экспериментом № 26). Если, с другой стороны, перемещение в эксперименте с прямым подъемом *велико*, то этот метод дает значительно меньшие скорости, чем пружинный метод. Сравнение экспериментов № 35 и 36 с экспериментами № 34, 37 и 43 делает очевидным тот факт, что *все скорости, полученные в экспериментах, в которых подъем превосходил 4 см, занижены на величину от 300 до 600 фут/с*. Это очень важное заключение, так как оно означает, что самые большие скорости в вакууме, записанные в табл. 3, *несомненно, значительно меньше, чем достигнутые в действительности*.

5. Сравнение результатов, полученных с использованием кольцевого резервуара, с результатами, полученными с цилиндрическим резервуаром, показывает, что скорости для первого случая на 100 фут/с выше, т. е. отличие настолько невелико, что вполне может быть вызвано случайными различиями в экспериментах.

Относительно поведения цилиндрического резервуара при различных условиях сравнение экспериментов показывает, что скорости были очень близки для всех случаев. Следовательно, можно с уверенностью заключить, что отдача, по крайней мере для небольших зарядов, не является чрезмерной, даже если используется пустой резервуар — при условии, что он достаточно велик.

Представляет интерес проверка эффективности цилиндрического резервуара с тормозящим устройством (заграждениями I и I'),

установленным внутри, при помощи звука, который похож на резкий удар молотком по нижней крышке 12-дюймовой трубы. Удар был яснее всего ощутим, если положить руку на самую нижнюю часть резервуара. Звук в случае кольцевого резервуара казался идущим не из какого-нибудь определенного места. Когда резервуара касались во время эксперимента, отмечалась вибрация всего резервуара.

6. Датчик из папиросной бумаги не дает, как уже объяснялось, никакой информации относительно той доли измеряемой реакции, которая обусловлена газовой отдачей. Единственное, что этот датчик действительно показывает,— это то, что *сила*, вызванная начальным толчком газа, обтекающего камеру снизу вверх, не является чрезмерной. Тот факт, что при идентичных условиях запуска папиросная бумага иногда рвется, а иногда, нет, показывает, что или эта сила в какой-то мере различна на разных участках резервуара (т. е. толчок газа вверх не является абсолютно однородным), или папиросная бумага ослабевает при каждом последующем выстреле. Последнее объяснение более вероятно, так как вместе с газом вверх устремляются мелкие частицы пробки, что подтверждается наличием крошечных отметок на закопченном стекле, а также тем фактом, что после некоторого количества выстрелов на папиросной бумаге обнаруживаются дырочки.

Газовую отдачу нельзя было точно измерить при помощи импульсометра прямого подъема. Так, из всех экспериментов, в которых измеритель мог быть применен, т. е. с № 15 по 26, только два, № 16 и 22, дали различимые перемещения, а неудача в попытках получить четкие перемещения в других случаях были, несомненно, обусловлены, как уже отмечалось, трением. Следует отметить, что этот импульс не превосходит 1 % [от общего импульса].

Пружинный импульсометр, использованный в последних пяти экспериментах, дал надежные результаты вследствие очень небольшего трения во время работы. Этот импульсометр показывает, что если количество движения камеры необходимо скорректировать на газовую отдачу, то *эта коррекция будет намного меньше 1% от количества движения камеры.* Но, как было установлено выше, импульс отдачи, действующий на камеру, должен быть меньшим, чем действующий на импульсометр, в силу того факта, что газы могут легко проходить за камеру и оказывать давление вниз, а также из-за трения в 3-дюймовой трубе. Эффект газовой отдачи, таким образом, незначителен и не учитывался при расчете скоростей и КПД.

Теперь по результатам экспериментов представляется возможным найти наибольшую скорость в вакууме, на которой могут основываться расчеты. Очевидно, это будет результат эксперимента № 45: 7680 фут/с. Нужно отметить, однако, что эксперимент № 50 дал бы, несомненно, еще бо́льшую скорость, если бы должным образом было учтено трение.

Возможные объяснения

1. Тот факт, что скорости в вакууме выше, чем в воздухе, объясним, кажется, лишь тем, что в вакууме условия воспламенения отличаются от таковых в воздухе [12], хотя это также может быть следствием того, что воздух в сопле нарушает линии тока газа, вызывая тем самым отклонения от строгой направленности струи. Следует заметить, что наибольшая скорость в вакууме, записанная при эксперименте № 25, может быть следствием необычно благоприятных условий воспламенения, но может быть отчасти объяснена и тем, что эксперимент проводился в кольцевом резервуаре.

2. Тот факт, что среднее сопло дает, как правило, более высокие скорости, чем длинное сопло, показывает, что газ, пройдя от горловины расстояние, равное приблизительно длине среднего сопла, движется, весьма вероятно, так быстро, что ему не удается расшириться настолько, чтобы заполнить поперечное сечение сопла. В том месте, где газ отходит от стенки сопла, возникает нарушение непрерывности потока, а это ведет к завихрению и значительным потерям, связанным с *ненаправленной скоростью*. КПД, несомненно, можно было бы повысить, если сопло сконструировать сначала в виде прямолинейного участка с конусностью 8°, соответствующего по длине среднему соплу, с последующим криволинейным участком, вогнутым по отношению к оси сопла.

Выводы из экспериментов

1. Эксперименты в воздухе и в вакууме доказывают правильность предположения, сделанного на основании фотографий вспышки в воздухе, а именно: что это является фактически струей газа, имеющего очень большую скорость, а не просто эффектом реакции относительно воздуха.

2. Достижимая скорость зависит до некоторой степени от способа зарядки, от условий воспламенения и от формы сопла. Следовательно, на практике нужно принимать меры, чтобы конструкции заряда и сопла соответствовали той плотности воздуха, при которой они будут использованы, и необходимо проводить испытания в атмосфере именно с такой плотностью.

Автор с удовольствием выражает благодарность за то, что он мог в качестве внештатного сотрудника по физике пользоваться лабораторным оборудованием, и особенно роторным насосом физической лаборатории Университета Кларка, где проводились эти эксперименты.

Значение вышеописанных экспериментов для конструирования практического аппарата

Было бы хорошо подробно остановиться на значении вышеописанных экспериментов. Прежде всего, следует отметить замечательную подъемную силу пороха обоих типов. Эксперимент № 51 показывает, например, что 42 фунта могут быть подняты на 2 дюйма с помощью реактивной силы, развиваемой менее чем 0,018 фунта пороха. Одним из интересных результатов является очень высокий КПД аппарата, если рассматривать его как тепловой двигатель. Этот КПД значительно превосходит самый большой КПД, полученный до сих пор для теплового двигателя. Так, например, «общий КПД», или производительность двигателя Дизеля (внутреннего сгорания) равен примерно 40%, а КПД парового поршневого двигателя составляет только 21%. Полученный в рассматриваемом случае такой высокий КПД объясняется, конечно, тремя факторами: отсутствием больших тепловых потерь вследствие быстродействия взрыва, почти полным отсутствием трения и высокими температурами горения. Благодаря этим качествам представляется сомнительным, чтобы даже самая совершенная турбина или поршневой двигатель могли успешно конкурировать с рассматриваемым типом теплового двигателя [13].

Наибольший интерес представляет, однако, скорость c в уравнениях (6) и (7). Наибольшая скорость, полученная в настоящих экспериментах, лишь на 13 фут/с не достигает значения 8000 фут/с и превосходит, таким образом, значение в 1,5 мили/с (т. е. «параболическую скорость» на поверхности Луны), а также превосходит любые скорости, полученные до сих пор, за исключением скоростей, развиваемых незначительными количествами материи при электрических зарядах в вакуумных трубках. Поскольку самые большие из полученных скоростей превышают скорости истечения у ракеты «Костон» в 7—8 раз, можно ожидать снижения начальных масс за счет применения стальной камеры, по крайней мере, до корня *седьмой степени* из величин масс, необходимых для камеры типа ракеты «Костон».

Необходимо, конечно, допущение, что масса топлива может быть взята настолько большой по сравнению с массой стальной камеры, что последняя будет сравнительно ничтожной. В настоящих экспериментах не делалось попытки уменьшить вес камеры до минимального. Фактически, чем более массивной она была, тем более успешно можно было проводить баллистические эксперименты. Минимально возможный вес при той же толщине стенок, как и в экспериментах, был рассчитан, исходя из оценки объема камеры, у которой был удален весь излишний металл, как показано сплошным контуром на рис. 10, а затем путем подсчета массы этой уменьшенной камеры на основе измеренной плотности стали. Минимальные массы камеры на 1 г веса пороха и пробки, оцененные таким образом, составляли для экспериментов № 50,

51 и 52 соответственно 143, 130 и 120 г. В последних двух случаях, несомненно, могла быть использована меньшая разрывная пробка, как это видно из рис. 10, а в первых двух случаях безопасно могла быть уменьшена толщина самой стенки камеры. Еще более важно, как уже объяснялось выше, то, что значительного уменьшения массы можно было бы достичь за счет слойной конструкции [13].

Следует упомянуть, что для каждой камеры в отдельности необходимо точно определять максимально возможный заряд пороха, поскольку, как показывает практика применения современной винтовки, один заряд плотного бездымного пороха может быть совершенно безопасен при любом числе выстрелов, в то время как несколько большее количество пороха или то же самое количество, но в несколько более сжатом состоянии (имеется в виду состояние, в котором порох должен находиться в нашей камере), может привести к очень опасным давлениям.

Однако в целом вопрос об отношении массы пороха к массе камеры является, несомненно, сравнительно маловажным [14] по следующей причине. Фотографии вспышки в экспериментах № 9 и 11, в которых вспышка случайно отражалась в сопле пушки, показывают, что сопло кажется на фотографии неподвижным, доказывая тем самым, что продолжительность вспышки очень невелика. Но она, как уже объяснялось, значительно больше, чем время, в течение которого газы покидают сопло. Время горения, таким образом, крайне мало. Этого следовало ожидать, поскольку высокое давление в камере приводит в движение лишь небольшую массу газа и пробки и, следовательно, оно должно существовать значительно меньшее время, чем давление в винтовке или пистолетах. По этой причине в обсуждаемом типе механизма с быстрым горением не будет такого количества тепла, которое получается в пулемете из-за того, что горячие газы остаются в стволе на значительное время при каждом выстреле, а также из-за трения пули. Поэтому большое количество выстрелов, эквивалентное массе пороха, намного превосходящей массу камеры, может быть произведено в быстрой последовательности без значительного нагрева [14].

ЧАСТЬ III

РАСЧЕТЫ, ОСНОВАННЫЕ НА ТЕОРИИ И ЭКСПЕРИМЕНТАХ

Применение приближенного метода

Как уже объяснялось, этот метод состоит в применении уравнений

$$M = \frac{R}{a+g}\left\{\exp\left[\frac{a+g}{c(1-k)}t\right]-1\right\}+\exp\frac{a+g}{c(1-k)}t \qquad (6)$$

и

$$M = \exp\frac{at}{c(1-k)} \qquad (7)$$

для получения минимального значения M в каждом интервале. В этих уравнениях M — начальная масса для интервала, когда конечная масса равна 1 фунту; R — сопротивление воздуха в паундалях, действующее на поперечное сечение S на высоте полета ракеты. Если обозначить сопротивление воздуха на единицу площади поперечного сечения через P, то $R = PS\rho/\rho_0$, где ρ — плотность воздуха на высоте полета ракеты, а ρ_0 — плотность на уровне моря; a — ускорение (фут/с^2), принятое постоянным по всему интервалу; g — ускорение силы тяжести; t — время подъема в данном интервале; $c(1-k)$ — величина, названная «эффективной скоростью» по той причине, что задача останется неизменной, если ракету рассматривать, как состоящую *целиком* из топлива, истекающего со скоростью $c(1-k)$. Необходимо помнить, что c фактически обозначает истинную скорость истечения топлива, а k — ту долю отбрасываемой массы, в которую не входит топливо. Эффективная скорость принята постоянной при каждом расчете.

Высота разбивается на интервалы, достаточно короткие, чтобы сделать справедливыми допущения о постоянстве величин, входящих в написанные выше уравнения. Затем эти уравнения используются для определения минимального значения M для каждого интервала, причем в каждом интервале применяются средние значения R и g. Далее, перемножением этих значений определяется «общая начальная масса», требуемая для поднятия конечной массы в 1 фунт на желаемую высоту.

Значения величин, встречающихся в уравнениях

Эффективная скорость $c(1-k)$. Приведенные ниже расчеты были выполнены в предположении [15], что скорость истечения равна 7500 фут/с, а коэффициент k — постоянен и равен $^1/_{15}$. Эта скорость значительно меньше, чем скорости, полученные в действительности как в воздухе, так и в вакууме. Полученная таким образом «эффективная скорость» равна

$$c(1-k) = 7000 \text{ фут/с}.$$

Необходимо отметить, что даже если коэффициент k будет равен $^1/_{12}$, все же скорость истечения должна быть не выше 7640 фут/с, что также меньше самой высокой скорости, полученной экспериментально. С этой точки зрения важно помнить, что скорости в вакууме окажутся, вне всякого сомнения, значительно выше приведенных значений, если исключить влияние трения в методе «прямого подъема».

Величина R. Среднее значение R для какого-либо интервала проще всего получить из графической зависимости P от v, взяв среднее значение P между началом и концом интервала. Для этой цели использовались три кривые: для скоростей в диапазонах от нуля до 1000 фут/с, от 1000 до 3000 фут/с и от 3000 фут/с

и выше. Первая кривая представляет результаты экспериментов Франка, полученные для вытянутых эллипсоидов. Вторая кривая представляет результаты экспериментов Мэллока, а третья была рассчитана по эмпирической формуле Мэллока, причем расчетная кривая хорошо совпадает с экспериментальными данными вплоть до скорости 4500 фут/с (максимальная скорость, достигаемая пулей) и поэтому может быть использована для более высоких скоростей с приемлемой степенью точности. Формула Мэллока, приведенная к абсолютной системе единиц фунт-фут-секунда и умноженная на $^1/_4$ (коэффициент для пули с заостренной головкой), имеет вид:

$$P = 0{,}00006432v^2\,(v'/a)^{0{,}375} + 480, \qquad (8)$$

где v' — скорость, с которой волна распространяется в воздухе непосредственно перед пулей и которая равна скорости тела, когда эта скорость превышает скорость звука в невозмущенном газе; a — скорость звука в невозмущенном газе.

Константа, равная 480 паундалей (6,77 кгс), должна быть добавлена к скорости, превышающей 2400 фут/с, вследствие вакуума, возникающего позади пули.

Величина ρ. Приведенная выше формула (8) для сопротивления имеет силу лишь при атмосферном давлении. На больших высотах давление, конечно, значительно уменьшается. Если среднюю плотность на каком-либо интервале высот обозначить, как ρ, а плотность на уровне моря, как ρ_0, то правая часть в формуле (8), помноженная на S и ρ/ρ_0, даст сопротивление воздуха, испытываемое ракетой.

Кривая, представляющая зависимость между плотностью и высотой до 120 000 футов, показана на рис. 19. Она получена из таблицы давлений и температур, заимствованной из книги Аррениуса «Учебник по космической физике». Ординаты кривой дают значения ρ/ρ_0.

Для высот более 120 000 футов плотность рассчитывается по эмпирическому закону, по которому она уменьшается вдвое при увеличении высоты на 3,5 мили. Было сделано сравнение величин, полученных таким способом, и данных по давлениям, выведенных Вегенером. Сравнение проводилось следующим образом. Средняя плотность между двумя высотами, для которых Вегенер дает давления, была получена умножением разности давлений на 13,6 и делением ее на разность уровней в сантиметрах. Сравнение показало, что плотности, используемые в настоящих расчетах, при высотах более 120 000 футов оказались в 3—20 раз большими, чем плотности, полученные на основании данных Вегенера, так что значения, взятые в нашем случае, были, безусловно, вполне надежными.

Плотности для высот более 700 000 футов в пределах геокоронной сферы должны быть пренебрежимо малыми, причем очень мала не только сама плотность, но и очень мало *сопротивление*

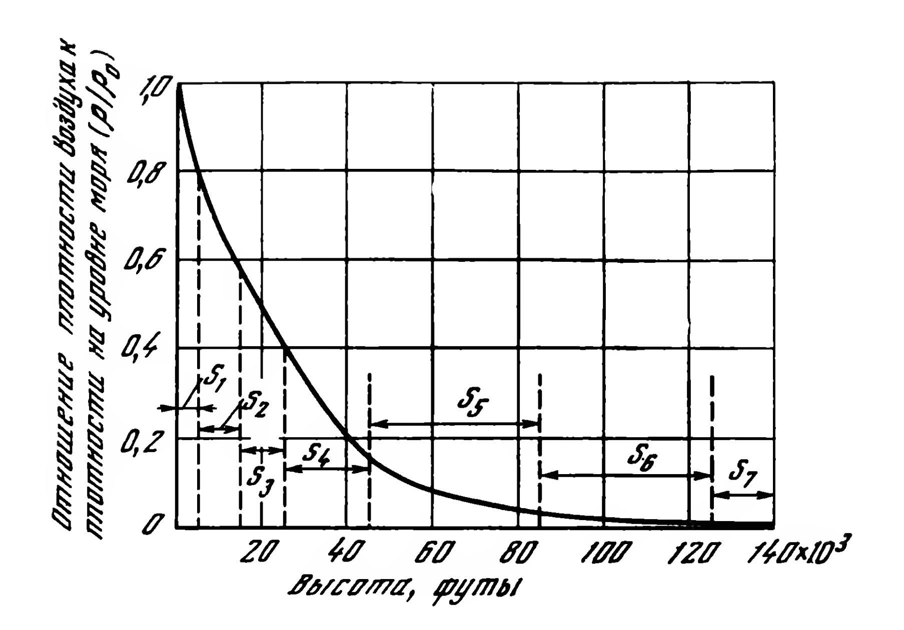


Рис. 19

движению вследствие, согласно Вегенеру, свойств геокоронной сферы. Этот вывод подтверждается тем фактом, что бо́льшая часть метеоров остается незамеченной выше этого уровня.

Разделение высоты на интервалы

При разделении высоты на интервалы единственным условием, которое должно быть удовлетворено, является то, что значения плотности внутри какого-либо интервала не должны сильно отличаться от среднего значения для этого интервала. Наименьшее количество интервалов, которое удовлетворяет этому условию, дано в табл. 4.

Средние значения плотности в интервалах от s_1 до s_6 включительно были получены из рис. 19, на котором показаны эти ин-

Таблица 4

Интервал	Длина интервала, тыс. футов	Высота верхнего конца интервала над уровнем моря, тыс. футов	Средняя плотность, отнесенная к ρ_0	Среднее выбранное значение ускорения силы тяжести, отнесенное к ускорению силы тяжести на уровне моря
s_1	5	5	0,928	1
s_2	10	15	0,730	1
s_3	10	25	0,520	1
s_4	20	45	0,278	1
s_5	40	85	0,080	1
s_6	40	125	0,015	1
s_7	75	200	0,0026	1
s_8	300	500	0,0025	1
s_9 $(a = 150)$ *	3415	3915	—	0,839
s_9 $(a = 50)$ **	8810	9310	—	0,684

* $a = 45{,}8$ фт/с²; ** $a = 15{,}3$ фт/с².

Интервалы	v_1, фут/с	at, фут/с	t, с	a, фут/с²
	500	500	20,0	25
	800	900	12,5	64
s_1	* 1000	1000	10,0	100
	1200	1200	8,34	144
	1500	1500	6,7	226
	2000	2000	5,0	400
	1100	100	9,54	10,57
s_2	* 1200	200	9,1	22,0
	1400	400	8,33	47,9
	1300	100	8,0	12,5
s_3	* 1400	200	7,7	25,8
	1600	400	7,15	56,4
	1500	100	13,8	7,23
	* 1600	200	13,33	15,0
s_4	1700	300	12,9	23,24
	* 1800	400	12,5	33,25
	1700	100	24,25	4,125
s_5	1800	200	23,7	8,45
	* 2000	400	22,24	18,0
	1900	100	21,7	4,62
s_6	* 2000	200	21,1	9,50
	2200	400	20,0	20,0
s_7 ($a = 150$ фут/с²)	5160	3160	21,0	150
s_7 ($a = 50$ фут/с²)	3393	1393	27,8	50
s_8 ($a = 150$ фут/с²)	10 790	5630	37,5	150
s_8 ($a = 50$ фут/с²)	6833	2840	55,8	50
s_9 ($a = 150$ фут/с²)	33 790	23 000	153,5	150
s_9 ($a = 50$ фут/с²)	30 533	23 700	472,5	50

тервалы. Остальные значения плотности были определены вышеописанным способом.

Расчет минимальной массы для каждого интервала

Данные в табл. 5 и 6 рассчитаны для старта соответственно с уровня моря и с высоты 15 000 футов, т. е. начиная с интервала s_3. Способы расчета в обоих случаях, однако, идентичны.

Таблица 5

$\frac{at}{c(1-k)}$	$\frac{a+g}{c(1-k)}t$	$\exp\frac{at}{c(1-k)}$	$\exp\frac{a+g}{c(1-k)}t$	P, паундаль/кв. дюйм	$R=PS$ ρ/ρ_0
0,0716	0,1630	1,074	1,176	7,36	6,85
0,1145	0,1720	1,120	1,186	20,0	18,5
0,143	0,1890	1,153	1,207	31,25	29,0
0,172	0,212	1,185	1,235	61,4	57,0
0,215	0,2475	1,242	1,276	104,6	98,0
0,287	0,309	1,332	1,362	202,5	188,0
0,0143	0,0578	1,014	1,061	153,3	112,1
0,0286	0,0704	1,034	1,073	166,6	121,6
0,0574	0,0954	1,060	1,100	216,0	158,7
0,0143	0,0508	1,014	1,052	250,0	130,0
0,0286	0,0637	1,034	1,066	262,8	136,9
0,0574	0,0906	1,06	1,096	294,5	152,6
0,0143	0,0775	1,014	1,080	339,0	94,3
0,0286	0,0898	1,034	1,094	372,0	101,5
0,0429	0,1022	1,046	1,107	394,0	109,4
0,0574	0,1170	1,060	1,123	424,0	118,0
0,0143	0,1258	1,014	1,133	439,0	35,1
0,0286	0,1366	1,034	1,146	480,0	38,4
0,0574	0,159	1,06	1,173	535,0	42,8
0,0143	0,1135	1,014	1,12	567,0	8,50
0,0286	0,1255	1,034	1,133	603,0	9,01
0,0574	0,1490	1,06	1,16	669,0	10,02
0,4523	0,5452	1,572	1,725	1878,0	4,84
0,199	0,3276	1,218	1,387	1122,0	3,1
0,804	0,976	2,23	2,65	10 600	0,272
0,399	0,652	1,49	1,92	4000	0,0994
3,29	3,89	26,9	48,8		
3,38	4,85	29,13	129,0		

Процесс расчета заключался в следующем. В начале какого-либо интервала мы имеем скорость, уже полученную при расчете предыдущих интервалов, скажем v_0. Эта скорость равна, очевидно, нулю в начале первого интервала. Примем для рассматриваемого интервала произвольное значение конечной скорости v_1.

Значение приращения скорости at может быть получено из уравнения

$$v_1 = v_0 + at, \tag{9}$$

Интервалы	$\frac{R}{a+g}$	M, фунты	$M_t \exp \frac{at}{c(1-k)}$	$\exp \frac{2(a+g)}{c(1-k)} t$
s_1	0,120 0,193 0,219 0,323 0,378 0,436	1,1972 1,2218 1,252 1,311 1,380 1,5195	1,113 1,092 1,086 1,106 1,112 1,138	1,458
s_2	2,64 2,24 1,97	1,222 1,237 1,297	1,206 1,199 1,223	1,150
s_3	2,925 2,37 1,74	1,204 1,222 1,261	1,186 1,182 1,191	1,137
s_4	2,42 2,17 1,975 1,81	1,273 1,197 1,319 1,346	1,255 1,253 1,26 1,267	1,198
s_5	0,974 0,951 0,854	1,262 1,2845 1,321	1,245 1,242 1,246	1,313
s_6	0,232 0,2175 0,1923	1,1478 1,162 1,1907	1,13 1,123 1,124	1,280
s_7 (a = 150 фут/с)	0,0264	1,7442	1,108	2,97
s_7 (a = 50 фут/с)	0,0355	1,4007	1,15	1,900
s_8 (a = 150 фут/с)	0,00146	2,6524	1,19	7,02
s_8 (a = 50 фут/с)	0,00121	1,9211	1,293	3,680
s_9 (a = 150 фут/с)		48,8		2380,0
s_9 (a = 50 фут/с)		129,0		16700,0

а t легко может быть получено из зависимости

$$s = v_0 t + {}^1/_2 a t^2$$

т. е.

$$t = \frac{s}{v_0 + {}^1/_2 a t}, \tag{10}$$

откуда немедленно становится известным a.

M_s, фунты	exp $\frac{7{,}28\,(a+g)}{c\,(1-k)}\,t$	M_{R_1}, фунты	exp $\frac{27{,}2\,(a+g)}{c\,(1-k)}\,t$	M_{R_2}, фунты	Время полета до верхнего предела интервала, с
1,5584	3,94	4,586	167,3	203,90	10,0
1,4860	1,665	3,155	6,73	20,60	19,1
1,462	1,589	2,974	5,62	16,52	26,8
1,626	1,92	3,91	11,33	33,73	40,13
1,711	2,694	4,304	40,70	88,45	63,83
1,3406	2,488	2,810	29,76	36,02	84,93
3,022	52,6	53,96	$2{,}63\cdot10^{6}$	$2{,}70\cdot10^{6}$	105,93
1,9319	10,79	11,13	$7{,}03\cdot10^{3}$	$7{,}28\cdot10^{3}$	112,73
7,0288	1192,0	1193,7	$2{,}88\cdot10^{11}$	$2{,}88\cdot10^{11}$	143,43
3,6832	117,4	117,54	$4{,}67\cdot10^{7}$	$4{,}67\cdot10^{7}$	168,53
2380,0	$1906\cdot10^{12}$	$1906\cdot10^{12}$	$5{,}74\cdot10^{45}$	$5{,}74\cdot10^{45}$	296,93
16 700,0	$1995\cdot10^{15}$	$1995\cdot10^{15}$	$1{,}25\cdot10^{57}$	$1{,}25\cdot10^{57}$	641,03

Определение значений

$$\exp\frac{a+g}{c\,(1-k)}\,t \quad \text{и} \quad \exp\frac{at}{c\,(1-k)}$$

не требует пояснений. Значение R получается, как уже объяснялось, умножением на S и ρ/ρ_0 значения P — средней ординаты кривых в диапазоне скоростей от v_0 до v_1.

Таблица 6

Интервалы	v_1, фут/с	at, фут,с	t, с	a, фут/с²	$\frac{at}{c(1-k)}$	$\frac{a+g}{c(1-k)}t$	$\exp\frac{at}{c(1-k)}$	$\exp\frac{a+g}{c(1-k)}t$	P, паундали на кв. дюйм	$R=P\dot{S}\ \rho/\rho_0$	$\frac{R}{a+g}$	M, фунты	$M/\exp\frac{at}{c(1-k)}$	$\exp\frac{2(a+g)}{c(1-k)}t$	M_2, фунты	$\exp\frac{7{,}28(a+g)}{c(1-k)}t$	M_{R_1}, фунты
s_3	500	500	40,0	12,5	0,0715	0,205	1,074	1,29	11,53	5,97	0,134	1,329	1,236	1,574	1,718	5,225	6,545
	* 800	800	25,0	32,0	0,1147	0,2277	1,120	1,256	30,7	16,0	0,250	1,800	1,162				
	1000	1000	20,0	50,0	0,142	0,235	1,152	1,263	46,7	24,3	0,295	1,341	1,165				
	1500	1500	13,4	112,0	0,2145	0,277	1,24	1,318	165,0	83,3	0,570	1,499	1,207				
s_4	900	100	23,7	4,23	0,0143	0,1227	1,013	1,132	95,7	27,7	0,764	1,232	1,216	1,293	1,518	2,581	3,794
	* 1000	200	22,2	9,00	0,0286	0,1305	1,034	1,137	108,8	31,4	0,767	1,242	1,200				
	1300	500	19,1	26,2	0,0714	0,1645	1,073	1,177	165,0	46,25	0,794	1,318	1,227				
	1800	1000	15,4	65,0	0,1430	0,2136	1,152	1,238	305,0	87,90	0,908	1,455	1,263				
s_5	1100	100	33,1	2,625	0,0124	0,1888	1,013	1,207	150,1	12,0	0,347	1,278	1,261	1,495	1,685	4,32	5,594
	* 1200	200	36,5	5,47	0,0286	0,1960	1,03	1,215	170,0	13,55	0,362	1,293	1,255				
	1300	300	34,75	8,64	0,0430	0,202	1,044	1,223	195,0	15,65	0,384	1,306	1,250				
	1400	400	33,3	12,0	0,0571	0,210	1,058	1,233	218,0	17,49	0,397	1,325	1,252				
	1500	500	32,1	15,60	0,0715	0,2192	1,073	1,245	243,5	19,45	0,520	1,372	1,280				
	2000	1000	26,1	21,40	0,1147	0,268	1,12	1,308	417,0	33,4	0,623	1,501	1,340				
s_6	1600	300	27,7	10,8	0,0430	0,1690	1,045	1,184	343,0	5,16	0,1203	1,206	1,153	1,522	1,581	4,66	5,075
	1800	500	25,7	19,5	0,0714	0,1890	1,074	1,206	406,0	6,10	0,1186	1,230	1,147				
	1900	600	25,0	24,0	0,0857	0,201	1,091	1,223	430,0	6,43	0,1150	1,248	1,142				
	* 2000	700	24,2	28,9	0,1002	0,212	1,105	1,234	460,0	6,90	0,1134	1,260	1,140				
	2100	800	23,6	33,8	0,1142	0,224	1,118	1,249	510,0	7,65	0,1165	1,278	1,142				
	2200	900	22,8	40,0	0,1285	0,237	1,124	1,266	534,0	8,02	0,1115	1,295	1,151				

Из уравнения (7) затем получается значение начальной массы M для данного интервала, необходимой для того, чтобы конечная масса в интервале была равна 1 футу. И наконец, подсчитывается отношение уравнений (6) и (7), т. е.

$$\frac{M}{\exp\left[\frac{at}{c(1-k)}\right]},$$

которое является отношением потребной начальной массы, учитывающей потери на сопротивление R и земное тяготение g, к массе, необходимой для придания 1 фунту той же скорости v_1, но без преодоления сил R и g. *Весь расчет необходимо повторять, пока не будет получено минимальное значение этого отношения*, т. е. пока соответствующая масса M не будет минимальной для данного интервала. Каждое минимальное значение M отмечено в таблицах звездочкой.

Этот процесс проводится для каждого интервала, начиная с первого.

Необходимо отметить, что, хоть P и плотность фактически не являются постоянными внутри интервала, тем не менее результаты, полученные с помощью средних значений величин, должны быть близки к истинным благодаря тому, что P при подъеме увеличивается, в то время как плотность уменьшается.

Объяснение табл. 5 и 6

Прежде всего, необходимо объяснить, почему для интервалов s_7 и s_8 не подсчитана минимальная масса M. Хотя для предыдущих интервалов минимум определяется легко, опытным путем будет показано, что минимум M для интервалов s_7 и s_8 может получиться только при максимально больших значениях скорости v_1, хоть для s_7 вторичный минимум соответствует $v_1 = 8000$ фут/с. Даже при $v_1 = 30\,000$ фут/с минимум все еще не достигается, хоть ускорение, требуемое для получения этой скорости, равно 6000 фут/с^2. Причина этого заключается, очевидно, прежде всего в том, что в интервале s_7 отношение плотностей ρ/ρ_0 очень мало и, кроме того, в знаменатель члена уравнения (6), содержащего R, входит a, так что большое ускорение уравновешивает увеличение сопротивления R.

Таким образом, для того, чтобы начальная масса в интервале s_7 была минимальной, необходимо иметь очень большое ускорение с соответствующим увеличением нагрузок на ракетный аппарат и оборудование, которое он несет, не говоря уже о трудностях запуска ракеты с достаточной быстротой для создания таких больших ускорений. Поэтому целесообразно выбрать умеренное ускорение для интервалов s_7 и s_8 и не достигать скорости v_1, как это было сделано для предыдущих интервалов. Были выбраны соответственно два ускорения: 50 и 150 фут/с^2. Интервал s_9 также

рассчитывался для принятых ускорений, что будет детально показано ниже. Во всех случаях, когда одно из этих значений ускорения упоминается в связи с интервалами s_8 и s_9 надо понимать, что оно было принято и для предыдущих интервалов после s_6.

Чтобы выяснить, насколько эффективная скорость $c\,(1-k)$ может не соответствовать значению 7 000 фут/с без последствий, делающих ракету непригодной, были дополнительно просчитаны еще несколько колонок для значений M.

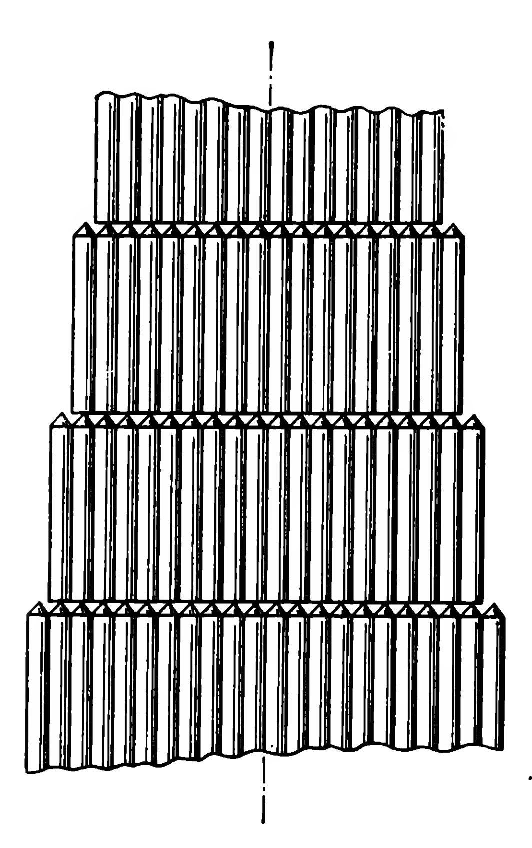


Рис. 20

В первой из дополнительных колонок даны значения M_2, рассчитанные для эффективной скорости 3500 фут/с, т. е. в 2 раза меньшей, чем в предыдущих расчетах. Это означает значительную в некоторых отношениях неэффективность аппарата. Например, произведение

$$c\,(1-k) = 3500 \text{ фут/с}$$

может быть получено при прежнем коэффициенте k, но при скорости истечения газов до 3750 фут/с. Однако скорость истечения, может быть такой же, как и раньше, т. е. 7 500 фут/с, но это при увеличении коэффициента k до 0,533, что означало бы, конечно, что ракета теперь состоит больше из конструкции, чем из топлива.

Вторые дополнительные расчеты M_{R_1} проведены в предположении, что используется механизм перезарядки с коэффициентом k, как и в первоначальных расчетах ($k = {}^1/_{15}$), но при этом скорость истечения газов взята средней из экспериментов с ракетой «Костон», а именно: 1029,25 фут/с. В этом случае эффективная скорость равна

$$c\,(1-k) = 1029{,}25\;(1-{}^1/_{15}) = 960 \text{ фут/с.}$$

Третьи дополнительные расчеты M_{R_2} приведены для случая, когда ракета представляет собой связку ракет типа «Костон» (показана условно на рис. 20). Самая нижняя связка запускается первой, а затем сбрасывается, после чего запускается следующая связка и также сбрасывается и т. д. Для ракеты «Костон» (имеющей, как уже говорилось, дальность $^1/_4$ мили при удаленном заряде красного огня) отношение заряда пороха к остальной массе ракеты было найдено близким к $^1/_4$. Следовательно, «эффективная скорость» в этом случае равна только

$$c\,(1-k) = 1029{,}25(1-{}^4/_5) = 257{,}3 \text{ фут/с.}$$

Значения M в последних двух случаях рассчитаны только для ускорений, которые соответствовали минимуму M в первом случае (при эффективной скорости 7500 фут/с). Следовательно, в этих случаях значения M не являются минимальными, хотя здесь имеются, вероятно, большие отклонения от фактического минимума.

Поперечное сечение *по всему какому-либо интервалу* принято равным 1 квадратному дюйму, за исключением интервала s_9. Из таблицы можно видеть, что это вполне оправдано, так как наибольшая масса в интервалах от s_1 до s_8 лишь немного отличается от 1 фунта.

Расчет минимальной массы, потребной для подъема 1 фунта на различные высоты в атмосфере

«Общие начальные массы», потребные для подъема 1 фунта с уровня моря к верхнему концу интервалов s_6, s_7 и s_8, приведены в табл. 7. Эти значения получены перемножением минимальных масс (отмеченных звездочками в табл. 5), начиная с интервала s_1 и до рассматриваемого интервала включительно. Результат, как уже объяснялось, представляет собой массу (в фунтах) ракеты, которая, стартуя с уровня моря, должна к данной высоте уменьшить свою массу до 1 фунта.

Самая большая высота, достигнутая массой в 1 фунт, не является, однако верхним пределом рассматриваемого интервала, а находится значительно выше. Это следует, очевидно, из того, что масса в 1 фунт достигает верхнего предела каждого интервала со значительной скоростью и будет продолжать подъем и после прекращения работы двигателя, пока эта скорость не уменьшится до нуля за счет сил тяжести и сопротивления воздуха.

Если обозначить через v_n скорость, с которой масса в 1 фунт достигает верхнего предела данного интервала, где прекращает работу двигатель, через h расстояние, на которое эта масса поднимается после этого интервала (поперечное сечение по-прежнему будет равно 1 кв. футу), а через p величину сопротивления воздуха в паундалях в пределах расстояния h, то получим закон сохранения энергии:

$$h = \frac{v_n^2}{2(g+p)}.$$

Значения p малы вследствие низкой плотности атмосферы и равны 1,59 паундаля для величины h после интервала s_6, 0,28 паундаля в интервале $s_7 (a = 50)$ и 0,465 в интервале s_7 (при $a = 150$). Для интервала s_8 эта величина пренебрежимо мала вследствие низкой плотности.

Высоты, полученные добавлением к интервалу соответствующей величины h, приведены в табл. 7 в графе «Максимальная достигнутая высота».

Интервалы	Высота верхнего предела интервала, тыс. футов	Максимальная достигнутая высота, тыс. футов	Время достижения максимальной высоты от уровня моря, с	Общая начальная при старте	
				$c(1-k)=7000$	$c(1-k)=3500$
s_6	125	184,5	144,13	3,665	12,61
s_7 ($a=50$)	200	377,5	217,73	5,14	24,36
s_7 ($a=150$)	200	610,0	265,93	6,40	38,10
s_8 ($a=50$)	500	1228,0	380,53	9,875	89,60
s_8 ($a=150$)	500	2310,0	475,23	12,33	267,70
s_9 ($a=50$)	9310	∞	∞	1274,0	$1,497\cdot10^6$
s_9 ($a=150$)	3915	∞	∞	602,0	$6,37\cdot10^5$

Очевидно, если старт проводится с большой возвышенности, «общая начальная масса», требуемая для достижения данной высоты, будет меньше, чем при старте с уровня моря, вследствие не только того, что аппарат совершает подъем на меньшую высоту, но и по той причине, что избегается плотная часть атмосферы. В табл. 6 приведены минимальные массы M, рассчитанные для старта с нулевой скоростью от начала интервала s_3 (т. е. с высоты 15 000 футов). Эффективная скорость при этом будет такой же, как указано в табл. 5, т. е. 7 000 фут/с.

Оказывается, что скорость v_1 для минимальной массы M в интервале s_6 в табл. 6 равна скорости v_1 для того же интервала в табл. 5. Поэтому расчеты, сделанные для интервалов после s_6, применимы и к данному случаю, и единственное различие между этими двумя случаями состоит в том, что массы, требуемые для достижения интервала s_7, будут больше при старте с уровня моря, чем при старте с высоты 15 000 футов.

Расчеты, начинающиеся с этой высоты (см. табл. 7), выполнены для всех значений «эффективной скорости», кроме минимального; при этом следует отметить, что старт с большого возвышения становится важным только для малых «эффективных скоростей».

Наиболее замечательный и в то же время наиболее важный вывод, полученный из табл. 7, заключается в том, что для подъема 1 фунта на очень большие высоты требуется небольшая «общая начальная масса», если «эффективная скорость» равна 7 000 фут/с. Например, при старте с уровня моря для подъема до высоты 437 миль, или 2 310 000 футов, требуется масса 12,33 фунта. *Даже при «эффективной скорости» 3500 фут/с, что означает значительную неэффективность ракетного аппарата, масса будет достаточно невелика, чтобы этот метод можно было вполне осуществить на практике*, так как для подъема на высоту более 230 миль от уров-

Таблица 7

масса, потребная для 1 фунта конечной массы, фунты					
с уровня моря			при старте с высоты 15 тыс. футов		
$c(1-k)=960$	$c(1-k)=257{,}3$	$c(1-k)=257{,}3$; при $R=0$	$c(1-k)=7000$	$c(1-k)=3500$	$c(1-k)=960$
2030,0	$7{,}40\cdot10^{9}$	$8{,}63\cdot10^{8}$	2,66	6,95	702,0
$2{,}26\cdot10^{4}$	$5{,}46\cdot10^{12}$	$6{,}08\cdot10^{11}$	3,74	13,38	7820
$1{,}096\cdot10^{5}$	$2{,}00\cdot10^{15}$	$2{,}28\cdot10^{14}$	4,65	20,90	37 800
$2{,}66\cdot10^{6}$	$2{,}55\cdot10^{19}$	$2{,}89\cdot10^{18}$	7,19	49,30	$9{,}17\cdot10^{5}$
$1{,}318\cdot10^{8}$	$5{,}77\cdot10^{26}$	$6{,}53\cdot10^{25}$	8,97	147,30	$4{,}51\cdot10^{7}$
$5{,}32\cdot10^{21}$	$3{,}21\cdot10^{76}$	$3{,}63\cdot10^{75}$	926,0	$8{,}22\cdot10^{5}$	$1{,}82\cdot10^{21}$
$2{,}49\cdot10^{20}$	$3{,}32\cdot10^{71}$	$3{,}76\cdot10^{70}$	438,0	$3{,}51\cdot10^{5}$	$8{,}59\cdot10^{19}$

ня моря т. е. практически до верхнего предела земной атмосферы, потребуется масса менее 90 фунтов [16], а для подъема на высоту 118 миль, т. е. до границы геокоронной сферы,— только 38 фунтов. При старте с высоты 15 000 футов массы будут, конечно, меньше и составят соответственно 49,3 и 20,9 фунта [17].

Огромное различие между общей начальной массой, потребной для низкоэффективных ракет, по сравнению с массой высокоэффективных ракет может показаться сначала удивительным. Однако это различие можно было ожидать на основании экспоненциального характера уравнений (6) и (7). Таким образом, если «эффективную скорость» уменьшить с 7000 фут/с *вдвое*, то минимальные массы для каждого интервала возрастут без учета сопротивления воздуха до квадрата первоначальных значений, а с учетом сопротивления воздуха — еще больше. Подобным же образом при эффективной скорости 960 фут/с, которая будет у перезаряжающихся ракет, имеющих такую же скорость истечения, что и ракеты «Костон», минимальные массы будут равны массам для скорости 7000 фут/с, *увеличенным в степени 7,28*. Для связок, или групп, корабельных ракет, подобных показанной на рис. 20, минимальные массы будут равны массам для скорости 7000 фут/с, увеличенным в степень 27,2.

В этом последнем случае, даже если совершенно не учитывать в расчетах сопротивление воздуха, массы будут того же порядка, что и показанные в табл. 7. Бóльшие значения масс M_{R_1} и M_{R_2} просто означают невозможность применения ракет с низким КПД. Внимание может быть привлечено к особому случаю в колонке M_{R_2} (группы корабельных ракет, показанные на рис. 20), в котором груз весом 1 фунт поднимается до высоты 1 228 000 футов, или 232 мили. «Общая начальная масса» в этом случае даже при полном пренебрежении сопротивлением воздуха равна $2{,}89\cdot10^{18}$ фунтов, или в *6 раз больше, чем вся масса Земли.*

Эти большие числа, несомненно, соответствуют первому впечатлению относительно вероятной начальной массы ракеты, предназначенной для достижения очень больших высот. Однако относительно небольшие начальные массы, возможные при высоком КПД, не являются интуитивно очевидными до тех пор, пока не станет ясно, насколько значительно уменьшается величина при извлечении корня 27-й степени.

Следует еще раз отметить, что вес аппарата взят 1 фунт. Строго говоря, если только записывающие приборы весят 1 фунт, вся конечная масса аппарата должна быть, по крайней мере, 3—4 фунта. Принятую массу записывающих приборов можно считать очень небольшой, однако и с помощью такого легкого аппарата можно провести много ценных исследований [18]. Весь конечный аппарат должен быть спроектирован по возможности весящим не более 3 или, самое большее, 4 фунтов, если только КПД аппарата не будет настолько высоким, что «эффективная скорость» $c(1-k)$ окажется, по крайне мере, близкой к 7000 фут/с. Анализ табл. 7 делает вполне очевидным тот факт, что для того, чтобы *сделать метод как можно более дешевым, необходимо обеспечить максимальную эффективность аппарата; только после этого можно создать ракету для такой цели, как, например, метеорологические исследования.* Необходимо отметить, однако, что в силу зависимости (2) «общая начальная масса» фактически не увеличится в столь же большой пропорции, как конечная масса, если последнюю сделать больше, чем 1 фунт.

Прежде чем продолжить анализ далее, необходимо тщательно рассмотреть вопрос о зависимости сопротивления воздуха во время полета от площади поперечного сечения ракеты. Ранее при расчете минимальной массы M в каждом интервале было принято, что площадь поперечного сечения равна 1 кв. дюйму. Если сделать аппарат как можно более длинным, узким и компактным, то допущение, что площадь поперечного сечения аппарата, весящего 1 фунт, равна 1 кв. дюйму, будет обоснованным. Беглый взгляд на табл. 6 и 5 показывает, что для «эффективных скоростей» 7000 и 3500 фут/с масса в начале любого интервала (за исключением s_9) не превышает значительно 1 фунта, при этом масса в конце каждого интервала равна 1 фунту, так что расчеты вполне согласуются с этим допущением о площади поперечного сечения. Для двух случаев модифицированных ракет «Костон» массы в начале интервалов являются намного бо́льшими, а отсюда следует, что «общие начальные массы», в табл. 7 уже и так большие, будут еще больше, если применить соответствующее значение площади поперечного сечения.

Важным моментом является, однако, то, что *могут быть использованы площади поперечного сечения даже меньше* 1 кв. *дюйма.* Причина этого очевидна, если вспомнить, что при расчете «общих начальных масс», когда перемножались минимальные массы M, площади поперечных сечений умножались в той же пропорции.

Иными словами, мы рассматриваем много ракет, каждая из которых имеет площадь миделя 1 кв. дюйм и которые сгруппированы вместе бок о бок в виде связок. Однако такое устройство будет иметь площадь поперечного сечения, пропорциональную массе ракет, а не массе в степени $^2/_3$, как было бы в случае, если бы *форма ракетного аппарата все время сохранялась подобной форме*, которую ракета имеет на старте (как у идеальной ракеты, см. рис. 1). Этот коэффициент подобия формы является, как мы видели из уравнения (2),одним из условий минимума начальной массы. Следовательно, «общие начальные массы», которые были рассчитаны, фактически выше истинного минимума, который мог бы быть получен только повторением расчетов, предлагающих все меньшую площадь поперечного сечения, исключая несколько последних интервалов, в которых ракета становится настолько малой, что приближенно удовлетворяется условие «1 кв. дюйм на 1 фунт».

Прежде чем оставить вопрос о сопротивлении воздуха, необходимо обратить внимание на тот факт, что скорости (см. табл. 5) не превышают значений, для которых сопротивление воздуха изучалось Мэллоком, вплоть до интервала s_7 при $a = 150$ фут/с^2 и интервала s_8 при $a = 50$ фут/с^2; кроме того, скорости становятся очень большими только тогда, когда плотность уже станет почти ничтожной.

Проверка расчетов приближенным методом

Простой расчет с применением лишь предельно элементарной формулы вместо уравнений (6) и (7) покажет, что «общие начальные массы», приведенные в табл. 7, не могут быть далеки от истинных.

Рассмотрим для простоты ракету, геометрия которой показана на рис. 1, и предположим, что треть массы ракеты отбрасывается назад со скоростью 7000 фут/с при первом же выстреле, треть оставшейся массы отбрасывается при втором выстреле и так далее вплоть до последнего выстрела. Из закона сохранения количества движения очевидно, что массе, которая остается, *после каждого выстрела придается дополнительная скорость вверх*, равная 3500 фут/с.

Таким образом, после четвертого выстрела оставшаяся масса составляет $^{16}/_{81}$, т. е. практически $^1/_5$ начальной массы, а скорость равна 14 000 фут/с. Эта скорость, если *пренебречь сопротивлением воздуха*, достаточна для поднятия оставшейся части ракеты на высоту 580 миль (согласно известному соотношению $v^2 = 2gh$). Хотя, если учитывать сопротивление воздуха, дальность немного уменьшится, можно тем не менее вспомнить, что значения, приведенные в табл. 7, рассчитаны *для условий, при которых сопротивление воздуха минимально*.

Описанный выше простой случай нельзя реализовать на практике, так как большая масса топлива для каждого выстрела срав-

нима по величине с общей массой, т. е. не предусмотрена масса камеры. Результат будет аналогичным, однако, если в быстрой последовательности будут выстреливаться меньшие заряды, что очевидно из расчета, который сделан в Приложении Е подобно приведенному выше, но при условии последовательных выстрелов меньших зарядов.

Спасение аппарата при возвращении

Важное практическое значение имеет вопрос определения местоположения аппарата при его возвращении, а также слежения за ним в период полета. И то и другое в значительной мере зависит от времени полета.

Что касается времени подъема, то из табл. 7 можно видеть, что оно весьма невелико. Так, высота порядка 230 миль достигается за менее чем 6,5 мин (интервал s_8; $a = 50$ фут/с^2). Это, конечно, обусловлено тем, что рассматриваемая здесь ракета обладает преимуществом пули в достижении высоких скоростей и, кроме того, преимуществом постепенного старта из состояния покоя. Фактически движение полностью соответствует идеальным условиям для максимально быстрого перехода, а именно: старт из состояния покоя с максимально возможным ускорением и изменение направления этого ускорения на обратное в средней части траектории.

Малая продолжительность подъема и спуска дают, конечно, большое преимущество в отношении слежения за аппаратом в период его подъема и спасения при посадке. Траектория может прослеживаться в дневное время с помощью периодического выбрасывания дыма, а в ночное время — с помощью вспышек. Какой-нибудь характерный знак, как, например, длинный черный вымпел, мог бы помочь сделать приборы видимыми при возвращении.

Для контроля скорости возвращающихся приборов понадобятся, конечно, некоторые устройства. На первый взгляд покажется, что парашют не будет работать при скорости 10 000 фут/с или более; однако следует помнить, что такая скорость будет иметь место в воздухе с очень низкой плотностью, так что давление, или нагрузка, на единицу площади парашюта не окажется чрезмерной, несмотря на высокую скорость аппарата. Величина сопротивления воздуха, будет, конечно, намного больше, чем значения R, представленные в табл. 5 и 6, вследствие того, что при движении с парашютом поперечное сечение станет намного больше по отношению к массе ракеты, чем в тех случаях, которые представлены в этих таблицах.

Если парашют настолько велик, что скорость движения значительно уменьшится при достижении сравнительно плотного слоя воздуха и снижение аппарата будет медленным, то обнаружение его станет не столь легким делом, как в случае более быстрого спуска. По этой причине часть парашютного устройства должна

быть автоматически сброшена после того, как аппарат достигнет воздуха определенной плотности. Или же парашют должен быть достаточно малым, чтобы обеспечить быстрый спуск, но при этом он должен быть снабжен дополнительным парашютным устройством, вступающим в действие, когда ракета приблизится к Земле. Такие устройства в настоящей работе не рассматриваются, однако их конструкция может быть простой и легкой.

Эффективность парашюта даже средних размеров, работающего в слоях, где плотность мала, может быть продемонстрирована на следующем частном примере. Предположим, что аппарат весом в 1 фунт, снабженный парашютом с площадью купола в 1 кв. фут, снижается с высоты 1 228 000 футов, т. е. более 200 миль, и не встречает атмосферного сопротивления вплоть до уровня верхнего предела интервала s_6 (125 000 футов). Это условие не будет, конечно, соответствовать тому, что окажется на практике, а именно — непрерывному увеличению сопротивления, которое будет испытываться аппаратом по мере снижения. Но если в нашем примере удастся достичь достаточного тормозящего действия, то парашютное устройство будет на практике тем более удовлетворительным.

Скорость, достигаемая аппаратом при свободном падении под действием силы тяжести между двумя уровнями, составляет $\sqrt{64 \cdot 1\,103\,000} = 8400$ фут/с.

Для такой скорости сопротивление воздуха в паундалях на 1 кв. дюйм сечения при атмосферном давлении составит, согласно графику, построенному по формуле Мэллока, 360·32 паундаль/кв. дюйм, откуда значение R для площади парашюта будет

$$R = 1\,653\,000 \text{ паундаль/кв. дюйм.}$$

Однако фактическое сопротивление равно величине R, помноженной на относительную плотность на высоте 125 000 футов, которая равна примерно 0,01; в результате сопротивление будет

$$F = 16\,530 \text{ паундаль/кв. дюйм.}$$

Следовательно, на аппарат должно действовать отрицательное ускорение, равное

$$a = F/M = 16\,530 \text{ фут/с}^2.$$

Таким образом, можно с уверенностью утверждать, что задолго до того, как аппарат снизится до высоты 125 000 футов, его скорость должна уменьшиться до некоторой безопасной величины (и поддерживаться на этом уровне) при применении даже небольшого парашюта. Надо отметить, что этот случай совершенно отличен от случая падающего метеора. Отличие состоит в том, что падение аппарата начинается из состояния покоя, достигнутого в наивысшей точке, тогда как метеор входит в атмосферу Земли с огромной начальной скоростью.

Если по какой-либо причине желательно обойтись без существенно большого парашюта, то замедление аппарата может быть обеспечено до любой степени за счет того, что ракета в своей наивысшей точке полета будет состоять не только из приборов и парашюта, но и приборов вместе с камерой и значительным количеством топлива. Затем после снижения ракеты до некоторого более низкого уровня, скажем до верхнего предела интервала s_6, это топливо может быть использовано для создания реактивной струи, так что скорость будет значительно уменьшена до того, как аппарат достигнет столь малой высоты, как, например, 5000 футов. Для тех случаев, когда эффективная скорость $c\,(1 - k)$ составляет 7000 фут/с, увеличение массы за счет этого не даст нежелательных эффектов. Но для случая, в котором $c\,(1 - k) = 3\,500$ фут/с, этот метод вряд ли окажется таким же удовлетворительным, как парашютный метод. Либо если «конечная» масса, которую необходимо поднять, составляет несколько фунтов, скажем n фунтов, то общая начальная масса (она значительна даже для 1 фунта конечной массы) окажется в n раз большей, а аппарат — соответственно более дорогим.

Применение для ежедневных наблюдений

Прежде чем закончить рассмотрение вопроса о достижении больших высот в пределах земной атмосферы, целесообразно вкратце упомянуть другое применение рассмотренного здесь метода, а именно — ежедневные запуски небольшого количества приборов на средние высоты порядка 5—6 миль. Вполне понятно, что одновременные ежедневные наблюдения вертикальных градиентов давления, температуры и скорости ветра с помощью большого количества станций, несомненно, имели бы огромную ценность для предсказания погоды. Описанный здесь метод, очевидно, вполне пригоден для этой цели в связи с тем, что время подъема и спуска будет коротким, так что аппарат можно будет легко обнаружить при возвращении. При этом затраты были бы незначительны, т. е. фактически только на один свежий магазин зарядов ежедневно.

Для таких работ, а также для работ, описанных выше, головную часть ракеты необходимо предотвратить от вращения посредством гироскопа — например, так, как это указано в патенте США № 1 102 653.

Расчет минимальной массы, требуемой для поднятия 1 фунта на «бесконечно большую» высоту [15]

Предыдущие расчеты привели нас к выводу о том, что такая большая высота, как 2 310 000 футов, или более 437 миль, может быть достигнута при использовании умеренной массы, *если только*

КПД достаточно высок. В связи с этим возник интерес к вопросу о том, можно ли достигнуть с помощью аппарата, имеющего довольно небольшую начальную массу, такую высокую скорость, как «параболическая» скорость для Земли.

Теоретически масса, запускаемая с поверхности Земли со скоростью 6,95 миль/с, могла бы, *если пренебречь сопротивлением воздуха*, покрыть бесконечное расстояние за бесконечно большое время (или, попросту, никогда бы не возвратилась). Подобный запуск при наличии воздушного сопротивления, конечно, невозможен. Кроме того, масса может не достичь бесконечности, а попасть под гравитационное влияние какого-либо другого небесного тела.

Однако можно рассмотреть следующий возможный случай: если бы ракетный аппарат, подобный рассматриваемому здесь, был запущен к верхнему пределу интервала s_8 с ускорением в 50 или 150 фут/с^2 и *это ускорение поддерживалось бы на достаточном расстоянии после интервала* s_8, пока не была бы достигнута параболическая скорость, то масса, оставшаяся в конечном счете, наверняка, никогда бы не возвратилась.

Если обозначить в качестве верхнего предела интервала s_8 высоту, на которой скорость подъема становится «параболической», то станет очевидным, что эта высота будет различной для двух выбранных ускорений, поскольку «параболическая» скорость уменьшается с увеличением расстояния от центра Земли.

Если обозначать через u — «параболическую» скорость на расстоянии H над поверхностью Земли, v_1 — скорость, приобретаемую в верхнем пределе интервала s_8, s_0 — высоту верхнего предела интервала s_8 над уровнем моря, то, принимая радиус Земли равным 20 900 000 футов, получим

$$u = v_1 + at; \tag{11}$$

$$H = s_0 + v_1 t + {}^1/_2 at^2, \tag{12}$$

а также уравнение, связывающее «параболическую» скорость с расстоянием от центра Земли:

$$\frac{36\,700}{u} = \sqrt{\frac{20\,900\,000 + H}{20\,900\,000}}. \tag{13}$$

Подставив значения u и H из уравнений (11) и (12) в уравнение (13), получим:

$$\sqrt{209\,000\,000} \cdot 36700 = (v_1 + at)\sqrt{21\,400\,000 + v_1 t + \frac{1}{2}at^2}. \tag{14}$$

Уравнение (14) является биквадратным относительно t, из которого t может быть легко получено (методом последовательных приближений). Значения t для двух выбранных ускорений, приведенные в табл. 5, дают возможность сразу же получить значения u и начальные массы для интервала s_9.

Влияние воздушного сопротивления в интервале s_9 ничтожно, если принять вышеупомянутые выводы Вегенера относительно свойств геокорониума. Но даже если мы примем эмпирический закон падения плотности наполовину за каждые 3,5 мили, то получим очень небольшое уменьшение скорости при переходе от верхнего предела интервала s_8 (высота 500 000 футов) к высоте 1 000 000 футов, за пределами которой плотность будет ничтожной. Это показано в Приложении F.

«Общие начальные массы», необходимые для поднятия 1 фунта на «бесконечно большую» высоту для двух выбранных ускорений, приведены в табл. 7. Следует отметить, что они будут удивительно малыми, если только КПД высок. Таким образом, при «эффективной скорости» 7000 фут/с и ускорении 150 фут/с^2 «общая начальная масса» равна при старте с уровня моря 602 фунта, а при старте с высоты 15 000 футов — 438 фунтов [19]. Требуемая масса резко возрастает при уменьшении КПД. Так, при уменьшении первоначальной «эффективной скорости» лишь наполовину (3500 фут/с) «общая начальная масса» даже при старте с высоты 15 000 футов составит 351 000 фунтов. Эти массы будут, очевидно, несколько меньшими, если ускорение превысит 150 фут/с^2.

Интересно сделать предположение по поводу возможности доказательства, что такие высоты достигнуты, в том случае если они действительно были бы достигнуты. Вообще, такое доказательство было бы трудным делом. Даже если бы масса осветительного пороха, приспособленного для автоматического воспламенения после длительного интервала времени, была бы направлена вертикально вверх, то свет от вспышки в лучшем случае был бы очень слабым, и было бы трудно предсказать даже приблизительно направление, в котором он мог, вероятнее всего, появиться.

Единственным надежным способом было бы послать минимально возможную массу осветительного пороха к затемненной поверхности Луны в период новолуния с таким расчетом, чтобы порох воспламенился в момент столкновения. При этом условии свет можно было бы наблюдать в мощный телескоп. Кроме того, чем больше апертура телескопа, тем легче наблюдать вспышку вследствие того, что телескоп усиливает яркость точечного источника и ослабляет неяркий фон.

Для определения минимальной массы осветительного пороха, который обеспечил бы визуальное наблюдение с некоторого заданного расстояния, был проведен эксперимент. Чтобы воссоздать примерные условия, которые будут иметь место на поверхности Луны, осветительный порох был заключен в небольшие капсулы *C* (рис. 21), которые помещались в стеклянные трубки *T*, закрытые резиновыми заглушками. В трубках было создано разрежение до давления в пределах 3—10 см рт. ст., после чего для сохранения вакуума они были герметически закрыты, а заглушки покрыты воском. Две покрытые шеллаком проволоки, подведенные к по-

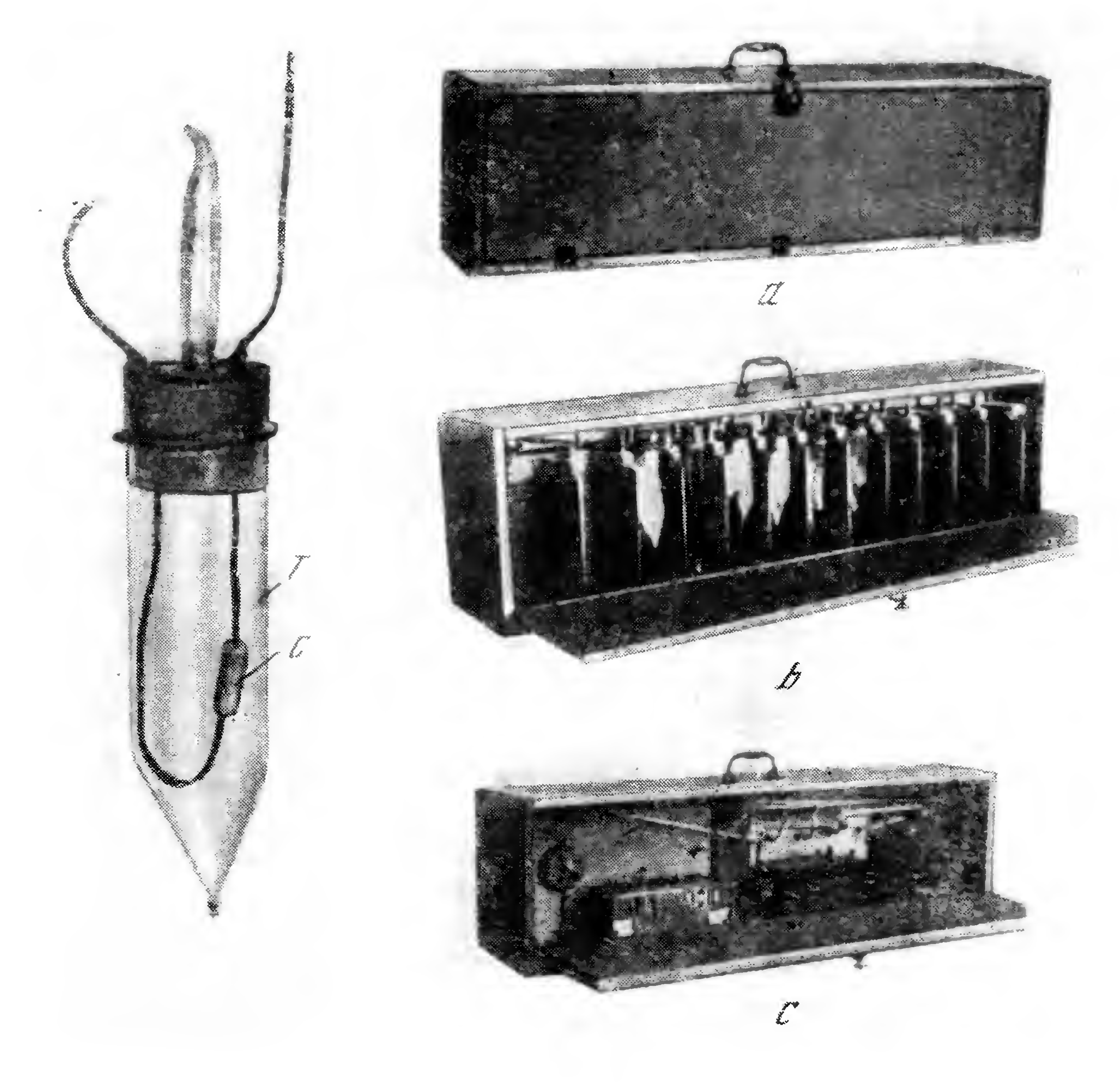


Рис. 21 Рис. 22

роху, позволяли поджечь его с помощью автомобильной катушки зажигания.

Осветительный порох «Виктор» оказался несколько более качественным, чем смесь порошкового магния с нитратом натрия в атомных пропорциях, и намного качественнее смеси порошкового магния с хлоратом калия, составленной также в атомных пропорциях.

При непосредственных испытаниях шесть образцов осветительного пороха «Виктор» различного веса, от 0,05 до 0,0029 г, помещались в трубки, как показано на рис. 21. Эти трубки устанавливались в затемненные отделения коробки (рис. 22, *a* и *b*). Система воспламенения была размещена в задней части этой коробки, как показано на рис. 22, *c*. Эта система включала в себя катушку зажигания, работающую от трех тройных элементов батареи «Эверрэди», соединенных параллельно по два. Заряд поджигался замыканием главного выключателя, расположенного

слева. Шестипозиционный переключатель, расположенный справа, служил для соединения трубок (по порядку) с выводами высокого напряжения катушки.

Вспышки наблюдались с расстояния 2,24 мили в довольно ясную ночь. При этом оказалось, что вспышку можно было различить при массе осветительного пороха «Виктор» 0,0029 г и очень хорошо видно при массе пороха 0,015 г. Все наблюдения велись невооруженным глазом. Минимальная масса осветительного пороха, видимого с этого расстояния, оказалась, таким образом, неожиданно малой.

Из экспериментов следует, что если этот осветительный порох взрывать на поверхности Луны на расстоянии 220 000 миль и для наблюдения использовать телескоп с апертурой 1 фут (диаметр окуляра не больше, чем зрачок глаза, например 2 мм), то нам понадобились бы следующие значения массы осветительного пороха:

2,67 фунта для обеспечения видимости;

13,82 фунта или меньше для отличной видимости.

Если мы возьмем такую конечную массу последней «вторичной» ракеты, включая массу осветительного пороха и контейнера для него так, чтобы эта конечная масса была в 4 раза больше массы осветительного пороха, то мы будем иметь конечную массу ракеты в 4 раза больше указанных выше масс пороха. Эти конечные массы соответствуют «1 фунту конечной массы», которая упоминалась при рассмотрении всех расчетов.

«Общие начальные массы», или массы, необходимые для старта с Земли, можно сразу же получить из данных, приведенных в табл. 7. Таким образом, если старт совершается с уровня моря и «эффективная скорость истечения» равна 7000 фут/с, потребуется 602 фунта на каждый фунт, который посылается в «бесконечность».

Итак, мы приходим к выводу, что необходимые «общие начальные массы» будут равны:

6436 фунтов, или 3,21 т, просто для обеспечения видимости;

33 273 фунтов, или 16,63 т (или меньше), для отличной видимости *.

«Общая начальная масса» 8 или 10 т, без сомнения, поднимет достаточно осветительного пороха для ясной видимости [21].

Эти массы могли бы быть, конечно, намного меньше в случае применения большого телескопа. Например, при апертуре 2 фута массы могли бы быть уменьшены до четверти от только что полученных. Использование такого большого телескопа будет, однако, значительно ограничивать возможное количество наблюдателей. Во всех случаях увеличение должно быть настолько малым, чтобы весь лунный диск оказался в поле зрения телескопа.

---

* Простой расчет [20] показывает, что общая начальная масса, требующаяся для посылки 1 фунта к поверхности Луны, лишь немногим меньше, чем масса, требующаяся для посылки одного фунта в «бесконечность».

Следует добавить, что вероятность столкновения небольшого объекта с метеорами видимого типа является незначительной, как это показано в Приложении G.

Этот план посылки массы осветительного пороха на поверхность Луны, хотя и представляет большой общий интерес, не имеет, очевидно, научного значения. Имеются, однако, пути развития рассматриваемого основного метода, которые включают в себя несколько неупомянутых здесь важных особенностей и которые могли бы привести к результатам, представляющим большой научный интерес. Эти пути развития включают в себя, конечно, много экспериментальных трудностей, но они не связаны ни с чем таким, что представляется невозможным[16].

ВЫВОДЫ

1. Важная часть атмосферы, которая простирается на много миль за пределы досягаемости метеорологических шаров-зондов, считалась до настоящего времени недоступной. С помощью регистрирующих приборов, посланных в эту область, можно было бы получить весьма ценные данные для метеорологии и физики Солнца.

2. Ракета в принципе идеально подходит для достижения больших высот благодаря тому, что она несет аппарат без вибрации и ее движение не зависит от наличия воздуха. В настоящем докладе описан новый вид ракетного аппарата, который обладает рядом преимуществ перед обычными ракетами.

3. Теоретический анализ принципа ракетного движения показывает, что если бы скорость выброса газов значительно возросла и отношение массы топлива ко всей ракете также бы возросло, то это дало бы огромное увеличение дальности полета, поскольку эти две величины входят экспоненциально в выражение для начальной массы ракет, необходимой для поднятия заданной массы на данную высоту.

4. Эксперименты с обычными ракетами показывают, что КПД таких ракет составляет около 2%, а скорость истечения газов 1000 фут/с. Для небольших ракет эти величины немного меньше.

С помощью стальной камеры специального типа с соплом при бездымном порохе были получены КПД более 64% (выше, чем КПД теплового двигателя, когда-либо до этого испытанного) и скорость около 8000 фут/с, которая является самой большой скоростью, полученной каким бы то ни было способом, за исключением скоростей, возникающих при электрическом разряде.

5. Эксперименты, повторенные с теми же самыми камерами в вакууме, показали, что высокая скорость истекающих газов была истинной скоростью, а не просто эффектом реакции относительно воздуха. На самом деле, эксперименты, выполненные при таком давлении, которое, вероятно, существует на высоте 30 миль, дали скорости даже бо́льшие, чем были получены в воздухе при атмосферном давлении. Увеличение скорости было, по-видимому,

следствием различия в процессе воспламенения. Результаты экспериментов показывают также, что эту скорость можно превысить, если использовать модифицированный тип аппарата.

6. Эксперименты с большой камерой продемонстрировали не только работоспособность больших камер, но и тот факт, что скорости и КПД у них выше, чем у малых камер.

7. Расчеты, основанные на теории и включающие данные, которые отчасти были получены в экспериментах, а отчасти являются реализованными на практике, показывают, что начальная масса, требуемая для поднятия регистрирующих приборов весом около 1 фунта даже в крайне высокие слои атмосферы, невелика. Необходимая начальная масса также не чрезмерна, даже если эффективную скорость уменьшить вдвое. Расчеты показывают, что любой аппарат, в котором используются обычные ракеты, будет непрактичен из-за больших потребных начальных масс.

8. Спасение аппарата при его возвращении будет несложным делом в силу того, что время подъема даже на большие высоты в атмосфере будет сравнительно коротким вследствие высокой скорости ракеты в течение большей части ее траектории. Время спуска будет также коротким, а свободное падение может быть удовлетворительным образом предотвращено с помощью соответствующего парашюта. Парашют будет работать, потому что случай высоких скоростей при низких плотностях атмосферы, по существу, аналогичен случаю низких скоростей при обычной плотности.

9. Даже если массу около 1 фунта разогнать с помощью рассматриваемого аппарата вплоть до скорости, достаточной, чтобы избавиться от земного притяжения, потребная начальная масса не будет непомерно большой при величине эффективной скорости истечения, которая, без сомнения, является достижимой. С помощью предложенного метода вполне можно продемонстрировать доставку некоторого тела на такую большую высоту.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Хотя настоящий доклад не является описанием работающей модели, тем не менее можно полагать, что изложенная здесь теория в сочетании с экспериментами отвечает на все серьезные вопросы, которые могут быть поставлены, и что остается провести лишь некоторые необходимые предварительные эксперименты, прежде чем будет обеспечена возможность конструирования аппарата, способного доставить регистрирующие приборы на желаемую высоту [22].

ПРИЛОЖЕНИЕ А

Теория движения с прямым подъемом

Пусть M — масса подвесной системы, которая состоит из камеры вместе с деталями, жестко укрепленными на ней; m_0 — масса отбрасываемого заряда, состоящего из пробки с присоединенной к ней медной проволокой и заряда бездымного пороха (а при экспериментах в вакууме сюда входит и пусковой заряд черного пороха); V — начальная скорость массы M, направленная вверх; v — средняя скорость массы m_0, направленная вниз; s — перемещение массы M вверх.

Для начальной скорости массы M сразу же можно записать: $V^2 = 2gs$, и, применяя закон сохранения количества движения, для кинетической энергии на грамм отбрасываемой массы m_0 получим

$$\frac{V^2}{2} = \frac{M^2}{m_0^2} gs.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ В

Теория отклонений при простых гармонических колебаниях

В дополнение к обозначениям, данным в приложении А, должны использоваться следующие обозначения: m_s — масса пружины; F_1 — сила в динах, которая создает единичное растяжение пружины; m_1 — масса в динах, которая создает единичное растяжение пружины; s — перемещение вверх массы M, которое является результатом горения и которое имело бы место при отсутствии трения.

Далее, делая поправку на массу пружины, из теории простых гармонических колебаний имеем

$$Fx = \left(M + \frac{m_s}{3}\right)\left(\frac{2\pi}{P}\right)^2 x,$$

где x — отклонение, а P — период колебаний.

Но V является максимальной скоростью во время колебаний — и, следовательно, $V = \omega s$, где s — максимальное отклонение, а ω — константа, имеющая обычное значение. Кроме того, $P = 2\pi/\omega$. Отсюда

$$m_1 g = \left(M + \frac{m_s}{3}\right)\frac{V^2}{s^2}.$$

Но по линейному закону сохранения количества движения

$$\left(M + \frac{m_s}{3}\right)V = m_0 v,$$

следовательно,

$$m_1 g = \left(M + \frac{m_s}{3}\right)\left(\frac{m_0 v}{M + \frac{m_s'}{3}}\right)^2 \frac{1}{s^2},$$

что дает для кинетической энергии на 1 г отбрасываемой массы

$$\frac{v^2}{2} = \frac{\left(M + \frac{m_s}{3}\right) m_1 g}{2m_0^2} s^2.$$

Делением этой величины на теплотворную способность пороха в эргах можно получить КПД. Отсюда можно получить также скорость в километрах в секунду, если записанное выражение умножить на 2, извлечь квадратный корень и разделить на 10^5.

Коррекция отклонения *s* на трение

Отклонение s в предыдущих расчетах считается скорректированным перемещением. Эта поправка определяется по значениям отклонения вверх s_1 и отклонения вниз s_2:

$$s = s_1 \sqrt{\frac{s_1}{s_2}}.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ C

Теория импульсометра прямого подъема

Теория импульсометра прямого подъема заключается в следующем: обозначим через I количество движения газа, который ударяется в днище алюминиевого цилиндра; m_c — массу алюминиевого цилиндра; V_c — начальную скорость цилиндра, направленную вверх; A_c — площадь поперечного сечения цилиндра; A_g — максимальную площадь поперечного сечения подвесной системы, включая пушку, свинцовый груз и держатели; s — перемещение алюминиевого цилиндра, полученное по следу на закопченной стеклянной трубке. Тогда для возникшего в результате газовой отдачи количества движения на основании линейного закона сохранения количества движения на единицу площади имеем

$$\frac{I}{A_c} = \frac{m_c V_c}{A_c} = \frac{m_c \sqrt{2gs}}{A_c}.$$

Отсюда количество движения, переданное подвесной системе за счет газовой отдачи, равно

$$\frac{m_c A_g}{A_c} \sqrt{2gs}.$$

Обозначив через Q отношение количества движения, полученное пушкой за счет газовой отдачи, к наблюдаемому количеству движения подвесной системы, получим

$$Q = \frac{m_c A_g \sqrt{2gs}}{m_0 A_c v}.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ D

Теория пружинного импульсометра

Теория пружинного импульсометра заключается в следующем. Если применить те же обозначения, что и в предыдущем случае и, кроме того, обозначить массу пружины m_s, а массу, требуемую для единичного растяжения пружины, m_1, то по той же теории, что была применена для пушки, подвешенной на пружине, имеем

$$V_c = \frac{\sqrt{m_1 g}}{\sqrt{m_c + \frac{m_s}{3}}} s.$$

Следовательно, количество движения на единицу площади, переданное на верхнюю крышку 12-дюймовой трубы при работе камеры, равно

$$\frac{I}{A_c} = \frac{\left(m_c + \frac{m_s}{3}\right) V_c}{A_c} = \frac{\sqrt{m_c + \frac{m_s}{3}} \sqrt{m_1 gs}}{A_c}.$$

Отсюда количество движения, которое должно быть получено подвешенной системой за счет газовой отдачи *при условии, что система была в верхней части 12-дюймовой трубы*, должна равняться

$$\frac{A_g \sqrt{m_c + \frac{m_s}{3}} \sqrt{m_1 gs}}{A_c},$$

а процентное отношение Q количества движения, полученного за счет газовой отдачи, к наблюдаемому количеству движения подвесной системы равно

$$Q = \frac{A_g \sqrt{m_c + \frac{m_s}{3}} \sqrt{m_1 gs}}{A_c m_0 v}.$$

ПРИЛОЖЕНИЕ Е

Проверка приближенным методом расчетов для небольших зарядов, сгорающих в быстрой последовательности

Рассмотрим ракету, весящую 10 фунтов и имеющую 2 фунта топливного материала, сгорающего по 2 унции за 1 раз с периодичностью 8 раз в секунду, со скоростью истечения газов 6000 фут/с, т. е. намного меньшей, чем самая высокая скорость, достигнутая экспериментально как в воздухе, так и *в вакууме*.

Предположим для простоты, что ракета направлена вверх и что каждый выстрел происходит мгновенно (это допущение недалеко от истины), причем скорость между последовательными выстрелами сохраняется постоянной.

После первого выстрела в результате отбрасывания со скоростью, направленной вниз, массы $^1/_8$ фунта масса $9^7/_8$ фунта получает скорость v_0, направленную вверх. Эту скорость v_0 легко определить с помощью закона сохранения количества движения. Однако она снижается под действием силы тяжести в конце интервала, равного $^1/_8$ с. Это уменьшение определяется формулой

$$v_0' = v_0 - gt,$$

а расстояние, покрытое за это время, равно

$$s = v_0 t - (gt^2/2).$$

Тогда получим, что $v_0' = 71{,}8$ фут/с, а $s = 9{,}23$ фута.

В начале второго интервала, равного также $^1/_8$ с, оставшейся массе придается дополнительная скорость 76,8 фут/с. Конечная скорость и покрытое расстояние могут быть найдены таким же способом. Закончив расчеты для оставшихся интервалов, получим, что ко времени $^1/_2$ с:

$$v_0' = 293{,}1 \text{ фут/с}, \quad s = 91{,}98 \text{ фута};$$

ко времени 1 с:

$$v_0' = 603{,}8 \text{ фут/с}, \quad s = 335{,}48 \text{ фута}$$

и ко времени 2 с:

$$v_0' = 1284{,}1 \text{ фут/с}, \quad s = 1315,\ 68 \text{ фута}.$$

Эти цифры хорошо сравнимы с приведенными в табл. 5 данными для интервала s_1. В настоящих расчетах сопротивление воздуха, очевидно, незначительно до тех пор, пока скорость не достигнет величины порядка 1 000 фут/с. Однако, даже если за счет сопротивления воздуха скорость несколько упадет, она все равно будет ничуть не ниже скорости снаряда, вылетающего из пушки.

Не нужно делать еще более тщательных расчетов, чтобы доказать важность устройства хотя бы только для военных целей, так

как оно сочетает в себе портативность и дешевизну (для него не требуется пушка) наряду с дальностью, которая будет не меньшей в сравнении с лучшей артиллерией. Кроме того, устраняются, конечно, все трудности, связанные с эрозией.

ПРИЛОЖЕНИЕ F

Доказательство того, что торможение между высотами 500 000 и 1 000 000 футов пренебрежимо мало

Падение скорости w вследствие сопротивления воздуха определяется из формулы

$$P\frac{\rho}{\rho_0}sh = \frac{M_0 w_1^2}{2},$$

где P — среднее сопротивление воздуха в паундалях на 1 кв. дюйм между высотами 500 000 и 1 000 000 футов — находится из уже упомянутых кривых скорости, причем давление принимается равным атмосферному; ρ — средняя плотность на этой же дистанции; s — средняя площадь поперечного аппарата во время полета по этой дистанции, принятая равной 25 кв. дюймов ввиду того, что средняя масса по всему интервалу равна M_0; h — пролетаемое расстояние (500 000 футов).

Таким образом, найдено, что потеря скорости w будет меньше 10 фут/с при ускорении $a = 150$ фут/с², даже если отношение ρ/ρ_0 принять постоянным по всей дистанции и равным отношению для высоты 500 000 футов (т. е. $2{,}73 \cdot 10^{-9}$).

ПРИЛОЖЕНИЕ G

Вероятность столкновения с метеорами

Вероятность столкновения с метеорами «видимых» размеров является ничтожной. Это может быть показано с помощью вывода уравнения для вероятности столкновения сферы с частицами, движущимися в случайных направлениях с постоянной скоростью. Уравнение получено при допущении, что скорость сферы мала по сравнению со скоростью частиц.

Если принять оценку Ньютона, что среднее расстояние между метеорами составляет 250 миль, и рассмотреть вероятность столкновения между очень маленькими метеорами, летящими со скоростью 30 миль/с, и сферой диаметром 1 фут, летящей со скоростью 1 миля/с, при движении в пределах 220 000 миль, то вероятность [23] будет $1{,}23 \cdot 10^{-8}$, т. е. практически, конечно, ничтожна. Это значение будет несколько большим, если рассматривать мете-

оры с диаметром в несколько сантиметров, а не просто как частицы [24]. Вероятность будет, однако, еще меньшей, если удастся избежать метеорных потоков.

Примечания

10. Метод решения последовательными приближениями, подобный тому, который применен здесь, может быть, очевидно, использован и для наклонной проекции, если другие условия останутся такими же.

11. Если КПД оценивать с помощью кинетической энергии самой ракеты (по скорости, которую приобретет средняя масса ракеты благодаря отдаче газов, истекающих с измеренной «средней скоростью»), то они будут, конечно, меньше, чем величины, указанные в табл. 1, и окажутся равными соответственно 0,39 и 0,50%.

12. Со времени написания этой рукописи работы по ракетам с одиночным зарядом, сконструированным в соответствии с изложенными здесь общими положениями, значительно продвинулись.

13. Камеры со значительно уменьшенным весом были с тех пор построены и испытаны для скоростей, сравнимых с упомянутыми здесь. Для двух конкретных типов зарядных устройств отношения веса камеры к весу заряда (здесь 120) были равны соответственно 63 (а также 30 для этого случая, но при уменьшении скорости) и 22, а отношение для сопел уменьшилось до сравнительно небольших значений. Ни в одном из этих случаев не была предпринята специальная попытка уменьшить вес камер.

14. Поздние эксперименты подтверждают это предсказание и показывают также, что воспламенение зарядов можно производить в быстрой последовательности.

15. Определенные здесь значения c и $(1 - k)$ были выбраны как наибольшие из тех, которые можно обоснованно ожидать. Поздние эксперименты показали, что более низкие значения реализуются легче. Следует в то же время учитывать, что *не было сделано никакой специальной попытки получить экспериментально наивысшие значения этих величин.* Выбранные числа можно поэтому считать, по крайней мере, предельно возможными значениями.

Следует отметить в этой связи, что усовершенствования многозарядной ракеты превзошли к настоящему времени первоначальные ожидания. Это согласуется с тем фактом, что результаты экспериментов были с самого начала более благоприятными, чем ожидалось. Так, сначала считалось, что КПД 50% является пределом, который можно было бы достичь, а 4000 фут/с — максимально возможной скоростью. Далее, не ожидалось, естественно, что скорости, полученные в вакууме, будут на самом деле превосходить скорости в воздухе. Кроме того, считалось, что столь легкие камеры, которые были здесь использованы, невозможно создать без значительных трудностей при экспериментах.

16. *Распределение массы между вторичными ракетами в случаях большой общей начальной массы.* Для очень больших высот вторичные ракеты будут необходимы, как уже объяснялось, для поддержания соотношения между весом топлива и общим весом примерно постоянным. В самых предельных случаях понадобятся группы вторичных ракет, которые (группы) будут срабатывать последовательно.

При любых обстоятельствах имеются две возможности: вторичные ракеты могут быть так малы, что каждый раз, когда вторичная ракета или группа вторичных ракет отбрасываются, общая масса изменяется несущественно, как это показано схематически на рис. 23, *a*; могут быть использованы серии как можно бо́льших вторичных ракет, причем в этом случае пустые оболочки составляют значительную часть общего веса в тот момент, когда происходит отбрасывание (рис. 23, *b*).

Что касается избежания конструктивных трудностей, то использование меньшего количества больших вторичных ракет является предпочтительным, но они должны быть длинными и узкими, так как иначе сопротивление воздуха для почти пустых оболочек будет больше при том же весе топлива, чем в случае *a* (рис. 23), если используются группы небольших вторичных ракет при максимальной компактности их расположения. Следует также объяснить, что если применять очень маленькие вторичные ракеты, то металл их магазинов и оболочек станет значительной частью всего веса, так как тогда величина поверхности, заключающей топливо, будет максимальной.

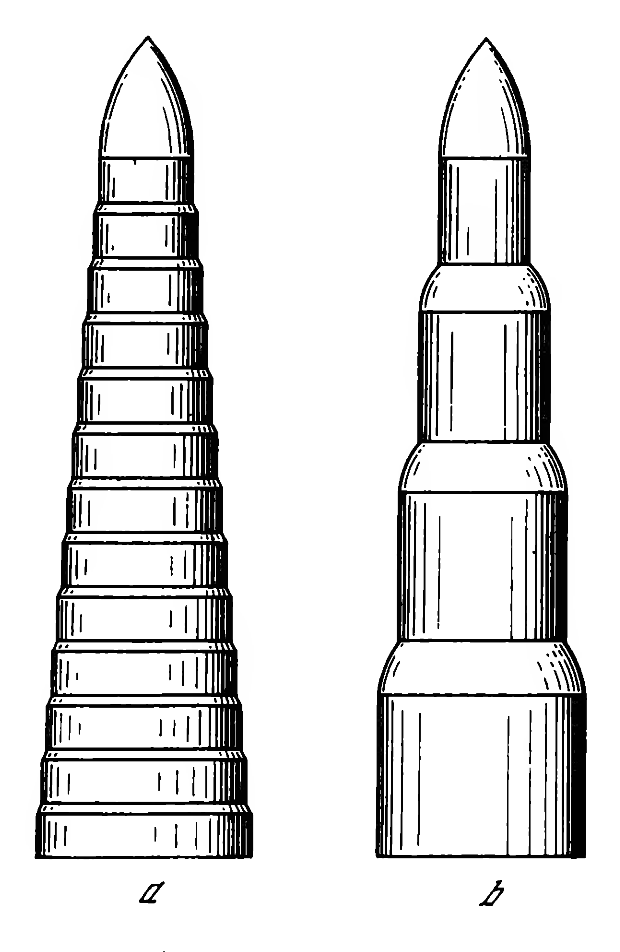


Рис. 23

Возможность применения случая b (рис. 23). Грубый расчет сразу же показывает возможность использования сравнительно небольшого количества больших вторичных ракет (или групп) при условии, что чем больше отдельная ракета, тем меньше (пропорционально) должно быть отношение веса металла к весу топлива, что, конечно, и следует ожидать из геометрических соображений.

Такой расчет может быть произведен путем определения того количества вторичных ракет для случая *b* (см. рис. 23), которое потребуется для той же общей начальной массы при прочих равных условиях, так и в случае непрерывной потери массы с нулевой относительной скоростью, которая фактически осуществляется в случае *a* (см. рис. 23).

Для последнего случая уравнение (7), в котором величинами R и g можно пренебречь, очевидно, является подходящим для этой цели в силу того, что вид выражения относительно $(1 - k)$ не меняется в зависимости от того, включены или нет величины R и g.

Найдем теперь, какие условия должны выполняться для случая *b*, чтобы общая начальная масса была такой же, как и для случая *a*. Допустим сначала, что оболочки отбрасываются последовательно в конце каждого из n равных интервалов времени, а в другие моменты времени масса вообще не отбрасывается. Скорость истекающих газов, как и раньше, равна c. Общая начальная масса определяется из уравнения (7) как произведение началь-

ных масс для каждого интервала при $k = 0$ в предположении, что конечная масса для каждого интервала равна, как и прежде, 1 фунту. При этом начальные массы умножаются сначала на коэффициент, больше единицы, причем это превышение над единицей обусловлено весом оболочек h, которые отделяются в конце интервалов.

Если в случае a время разбить таким же образом на равные интервалы, то при условии, что общие начальные массы равны в обоих случаях, можно записать выражение

$$M = \exp \frac{a\left(\frac{t}{n}\right)n}{c(1-k)} = (1+h)^n \exp \frac{a\left(\frac{t}{n}\right)n}{c}. \quad (15)$$

Затем, комбинируя уравнения (15) и (7), получим

$$M^k = (1+h)^n,$$

откуда

$$n = k\frac{\log M}{\log(1+h)}. \quad (16)$$

Предположим как для случая a (много небольших вторичных ракет), так и для случая b (большие вторичные ракеты), что отношение массы металла к массе топлива равно практически приемлемой минимальной величине, которую можно условно принять соответственно равной, по меньшей мере, 1/14 и 1/18.

Для иллюстрации достаточно двух примеров: 1) отношение начальной массы к конечной является умеренно большим, например 40, и 2) отношение весьма велико и равно, например 600. Количество вторичных ракет (или отдельных групп) для случая b в этих двух примерах равно соответственно, в силу уравнения (16), 5 и 9, поскольку n обязательно должно быть целым числом.

Следует отметить, что эти количества могут быть даже уменьшены, хотя это потребует бо́льших общих начальных масс.

17. Если старт производится с возвышенности большей, чем 15 000 футов, например с 20 000 или 25 000 футов, то уменьшение «общей начальной массы» будет, конечно, значительно бо́льшим. Кроме того, если бы ракета имела сравнительно небольшую массу, ее можно было бы поднять на еще бо́льшую начальную высоту с помощью баллонов.

18. Действительно, 300 г было бы достаточно для многих исследований.

19. Следует обратить внимание на то, что водород и кислород, соединенные в атомных пропорциях, дают наибольшее тепло на единицу массы из всех химических превращений. По этой причине, если расчеты ведутся в предположении, что используются водород и кислород (в жидком или твердом состоянии во избежание увеличения веса емкости), дающие такой же КПД, что и тот, при котором бездымный порох типа «Инфоллибл» создает соответствующие скорости (скажем, 5500 и 7500 фут/с), то скорости в случае водорода и кислорода (за вычетом 218,47 кал/г, приходящихся на скрытую теплоту испарения и тепло, потребное для нагревания от точки кипения до обычной температуры) будут равны соответственно 9400 и 11 900 фут/с,

а общие начальные массы при старте с высоты 15 000 футов окажутся соответственно равными 119 и 43,5 фунта.

Между прочим, не считая трудностей применения, использование водорода и кислорода дало бы еще несколько очевидных преимуществ.

20. Этот расчет сделан в предположении, что центры Земли и Луны неподвижны.

21. Время полета для рассматриваемого случая будет, конечно, сравнительно велико. Если, однако, конечная скорость была бы выше вычисленной скорости на 1000 или 2000 фут/с, то время уменьшилось бы до одного или двух дней.

Время можно рассчитать так же, как План решал аналогичную проблему определения начальной скорости и времени полета такого тела, как вулканическая скала, брошенная с Луны к Земле.

22. Ко времени подписания перемирия общим результатом разработки перезаряжающего механизма была демонстрация работающего аппарата, который был прост, летел прямо, имел достаточно прочные и легкие основные части и потреблял небольшие количества зарядов простой формы.

Остальная работа, в которой с тех пор был достигнут некоторый прогресс, состояла в приспособлении этого устройства к увеличенному относительному весу топлива.

23. Подсчитанное здесь вероятное количество столкновений является суммой вероятных количеств, полученных приравниванием к нулю по отдельности скорости сферического тела и скорости метеоров.

Пусть v — скорость сферического тела; V — скорость метеоров; n — количество метеоров на единицу объема, которое, конечно, является дробным числом (взаимные столкновения между метеорами не учитываются); S — площадь поперечного сечения сферического тела.

При $v = 0$ метеоры (если они есть), которые ударяются в сферу за время от t до $t + dt$, будут прилетать из сферического пространства с радиусами Vt и $V(t + dt)$, при этом пренебрегается диаметром сферического тела по сравнению с диаметром сферической области пространства. Кроме того, вероятное количество метеоров в любом небольшом объеме этой области, направленных так, что они ударятся в тело, равно

$$\frac{S}{4\pi V^2 t^2}.$$

Эта величина является отношением телесного угла, образованного элементом сферического тела, к полному телесному углу 4π. Следовательно, вероятное количество столкновений N по всем направлениям за время между t_1 и t_2, очевидно, равно

$$N = nSV(t_2 - t_1).$$

При $V = 0$ выражение того же вида получается для вероятного количества метеоров внутри пространства, ометаемого сферическим телом.

Сумма этих отдельных возможных количеств равна $1{,}23 \cdot 10^{-8}$ (см. Приложение G).

В общем, для любых значений v и V метеоры, достигающие сферического тела в следующие друг за другом мгновения, приходят со сферической поверх-

ности возрастающего радиуса Vt с переменным расстоянием vt до центра, располагающегося спереди от начальной позиции сферического тела.

Следует отметить, что, когда v мало отличается от V, относительная скорость тела и метеоров достаточно мала, чтобы ею можно было пренебречь для метеоров на этой расширяющейся сферической поверхности, лежащей вне некоторого конуса, вершина которого совпадает с текущим центром сферического тела.

Кроме того, если v превосходит V, то единственная часть расширяющейся сферической поверхности, которую следует принимать во внимание,— это та, которая лежит вне круга, образованного пересечением со сферой касательного конуса, вершина которого также совпадает с текущим центром сферического тела.

Следует обратить внимание на тот факт, что если даже не удастся избежать потоков метеоров, то вероятное количество столкновений уменьшится в том случае, если направление движения будет в значительной степени совпадать с направлением потока.

24. Не будет никакой разницы в расчете, если радиус сферы увеличить на величину диаметра метеоров, которые могли бы в этом случае рассматриваться как частицы.

ДОКЛАД СМИТСОНИАНСКОМУ ИНСТИТУТУ О ДАЛЬНЕЙШЕЙ РАЗРАБОТКЕ РАКЕТНОГО МЕТОДА ИССЛЕДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА [1]

Вустер, март, 1920 г.

ВВЕДЕНИЕ

Несколько причин побудило привлечь внимание института к проблемам, содержащимся в настоящем докладе, хотя до последнего времени это не входило в намерения автора.

Во-первых, чтобы избежать сенсационности, поскольку общественность пока не подготовлена к осознанию важности предлагаемой работы. Несомненно, что интерес к научному использованию нового ракетного принципа большой, но совсем не в такой мере, в какой он был проявлен к возможному применению ракет для планетных исследований. Однако, как сейчас установлено, общественность не понимает важности изысканий, которые смогут [в дальнейшем] сделать возможными такие планетные исследования.

Во-вторых, существуют до сих пор не предлагавшиеся направления исследований, которые бесспорно приведут к важным результатам и работу над которыми полезно начать как можно раньше. Многие не понимают, что в решении новых проблем результаты достигаются только путем приложения исследовательских методов к разработкам, имеющим глубокую физическую основу. Предложения в этом докладе и соответствующие эксперименты, которые в некоторых случаях уже были проведены, располагают такой основой, и, несомненно, исследовательские работы, опираясь на эти эксперименты, позволят уменьшить начальные массы аппаратов, а также сократить время перелета между планетами, исходя из чего может появиться необходимость в ракете, описанной в недавней публикации.

При проведении дальнейших экспериментов, безусловно, возникнут трудности, но они не явятся большим препятствием, если метод исследований выбран правильно, как уже было продемонстрировано во время настоящих изысканий.

Ввиду этого, а также в связи с огромным интересом, который ныне проявляется к данному вопросу, представляется, по-видимому, целесообразным передать на рассмотрение предложения, излагаемые в этой работе, которые при достаточной поддержке, без сомнения, приведут к значительному развитию планетных исследований.

I. ИССЛЕДОВАНИЯ, ПРОВОДИМЫЕ БЕЗ ОПЕРАТОРА

1. Фотографирование вблизи поверхности Луны и планет

А. *Основной метод*

Фотографирование поверхности Луны и планет с точек, расположенных вблизи их поверхностей, с помощью аппаратов, совершающих облет, имело бы очевидное преимущество перед наблюдениями с такой же высокой разрешающей способностью, какую в состоянии дать на поверхности Земли телескоп с диаметром во много футов или даже в несколько миль. Так, телескоп с апертурой 1 фут, проходя на расстоянии до 1000 миль над поверхностью Марса, мог бы обеспечить ту же самую разрешающую способность, что и телескоп с апертурой 6,6 миль на поверхности Земли.

В. *Аппарат*

Телескоп для легкости и компактности должен быть рефлекторным. Компактность достигается при помощи нескольких последовательных отражений на бинокулярном принципе. Все отражающие поверхности должны быть по возможности тоньше, сохраняя при этом жесткость.

Поскольку такие аппараты могут быть значительно легче, чем аппараты с оператором, то в качестве ракетного топлива допустимо использовать бездымный порох без ожидания чрезмерного увеличения веса аппарата [1*].

С. *Управление аппаратом*

Во время полета переменными будут направление и величина результирующей силы гравитации, а также направление и величины различных источников излучения таких, как Солнце, Луна и звезды. Все эти переменные будут функциями времени перелета. Зная начальную скорость и направление движения аппарата, можно предсказывать величину и направление силы гравитации в любой последующий момент времени, и это даст возможность применить корректирующее устройство, учитывающее разность между предсказанными и действительными значениями указанных выше переменных в определенные моменты времени; ось отсчета при этом удерживается в заданном направлении гироскопами.

Боковые реактивные двигатели на многозарядном принципе, расположенные на одной линии с центром тяжести аппаратов могли бы работать автоматически, реагируя на различие между предсказанными и действительными значениями вы-

---

* Цифры без скобок указывают номер примечания автора в конце доклада (*Примеч. ред.*).

бранных переменных. Реактивная струя не должна быть мощной, потому что малая боковая скорость, полученная в начале длинного отрезка траектории, вызовет в конце его значительное боковое отклонение [2].

D. *Предосторожности при посадке*

Для уменьшения скорости при посадке можно было бы взять значительный избыток ракетного топлива, но вполне вероятно, что этого не потребуется, если осуществлять тангенциальный вход в атмосферу.

При входе метеора в атмосферу с большой скоростью, достигающей 30 миль/с, его внутренняя часть сохраняется холодной, разрушение же в большей части состоит в откалывании и растрескивании быстро разогревающейся наружной поверхности. В связи с этим заметим, что если наружная поверхность аппаратов была бы составлена из слоев очень тугоплавкого и твердого вещества и слоев с малой теплопроводностью между ними, то она не разрушилась бы в сколь-нибудь значительной степени, особенно если учесть, что скорость аппаратов едва ли будет такой большой, как скорость среднего метеора [2].

Фотографическая пластинка или пленка должны быть, конечно, надлежащим образом защищены; в этой связи следует помнить, что метеоры, летящие с малой скоростью, т. е. движущиеся в том же направлении, что и Земля, и догоняющие ее, в атмосфере настолько теряют скорость, что при падении на лед не пробивают его насквозь.

Для опознания аппарата можно было бы добиться, чтобы его поверхность давала трассирующий цветной след при прохождении через воздух; кроме того, генерирование электрических волн определенной длины позволило бы установить местоположение аппаратов обычным путем.

2. Контакт с другими планетами

А. *Основной метод*

Метод состоит в посылке к планетам устройств, которые при прохождении в их атмосферах будут создавать трассирующий цветной след, и понесут металлические листы с выштампованными на них геометрическими фигурами и созвездиями (с указанием положения Земли и Луны) вместе с достаточно подробным описанием самой ракеты [3].

Хоть этот метод и предполагает существование разумных существ на других планетах, он не исходит из наличия совершенных принимающих радиостанций и не зависит от таких явлений, как проводимость верхнего слоя атмосферы, которая может сделать радиосвязь между планетами трудной или невозможной.

В этой связи важно напомнить, что начальная масса, необходимая для достижения планеты, без учета массы, которая может потребоваться для управления в пути, не будет намного больше той массы, которая требуется для достижения Луны, как уже было указано в недавней публикации.

3. Важность использования водорода и кислорода в качестве ракетного топлива

A. *Уменьшение начальной массы сравнительно с массой, потребной при использовании бездымного пороха*

Хотя для проведения исследований можно было бы использовать в качестве ракетного топлива бездымный порох, было бы крайне желательно применить водород и кислород в жидкой и твердой фазе соответственно [4]. Причина заключается в том, что тепловая энергия водорода и кислорода даже в этих условиях почти в 3 раза больше энергии бездымного пороха.

Из уже опубликованных мною данных известно, что для посылки 1 фунта в «бесконечность» при старте с высоты 15 000 футов необходима при одинаковом КПД начальная масса 438 фунтов при использовании бездымного пороха и только 43,5 фунта при использовании водорода и кислорода.

Следует также иметь в виду, что даже при работе с бездымным порохом не предпринималось попыток ни определения наилучшей формы сопла (имеющей, как установлено, значительное влияние на скорость), ни достижения наилучших условий воспламенения топлива.Если бы это было осуществлено, то начальные массы были бы, конечно, меньше указанных выше для того же самого в пропорции веса ракетного топлива, принятого в расчетах [5].

B. *Уменьшение стоимости производства газов под давлением сравнительно с затратами на производство бездымного пороха*

Изготовление бездымного пороха связано со значительными расходами. В рознице он продается по цене 1 доллар за 1 фунт и вряд ли его можно изготовлять дешевле, чем 40 или 50 центов за фунт. При использовании большого количества пороха проблема стоимости становится важной.

Использование водорода и кислорода, кроме уменьшения начальной массы, выгодно еще и потому, что стоимость их производства мала.

Основные затраты при производстве жидкого водорода и кислорода обусловлены необходимостью сжатия этих газов перед сжижением. Однако если водород и кислород производятся электролитическим способом под большим давлением в закрытой ка-

мере, причем водяной пар удаляется путем замораживания до сжижения, то эти газы будут подготовлены к сжижению сразу же, как только произведены, и расходы практически снижаются до умеренных размеров по производству самих газов [6]. Такое устройство описано в патенте США № 1 154 009. К тому же электродвижущая сила для проведения электролиза под давлением вплоть до 1000 атм мало чем отличается от электродвижущей силы при атмосферном давлении, как показано Вульфом в «Журнале физической химии», т. 48. Появляется возможность сделать процесс практически непрерывным с одновременным производством газов, причем устройство для сжижения водорода находится внутри устройства для сжижения кислорода.

C. *Преимущества использования водорода и кислорода*

Имеется несколько специфических преимуществ, сопутствующих использованию водорода и кислорода. Некоторые из них будут упомянуты ниже. Одно из самых очевидных преимуществ дает производство водорода и кислорода на высокой горе.

Старт ракеты выгоднее всего производить с большой высоты, например с вершины высокой горы. В случае использования водорода и кислорода здесь мы найдем материал для ракетного топлива в виде снега, а низкая температура будет способствовать сохранности компонентов. Кроме того поблизости можно получать из горных потоков гидроэнергию. Может также использоваться, хотя и не так удобно, энергия Солнца [7].

D. *Успешное применение несомненно*

Без сомнения, водород и кислород в предложенной форме[3] могут использоваться как взрывчатое вещество. Был проведен опыт, состоявший в том, что к куску ветоши, предварительно опущенной в жидкий воздух и жидкий водород, подвели искру. Материал взорвался, подобно динамиту.

Преимущество использования жидкого водорода и твердого кислорода в том, что их соотношение при сгорании может регулироваться размерами кусочков кислорода. В случае, если потребуется значительное тепло для срабатывания взрывного детонатора, то на него под капсюль может быть положен тонко размельченный термит.

Водород и кислород должны быть заключены в прочную капсулу или контейнер, изготовленные из вещества, находящегося при обычных температурах в твердом состоянии, например из некоторых видов бездымного пороха. Практически заряд будет находиться внутри камеры лишь очень короткое время до момента воспламенения, причем заряд взорвется сразу же при достижении верха камеры. Следовательно, время для теплоотдачи будет очень незначительным [8].

Пространство в магазине, не занятое зарядами, может быть заполнено гелием, поскольку водород был бы нежелателен.

В случае, если будут производиться работы в направлении любых дальнейших усовершенствований данного метода, применение водорода и кислорода должно обязательно стать предметом исследований, поскольку это недорогое топливо идеально подходит для ракет.

II. ИССЛЕДОВАНИЯ, ПРОВОДИМЫЕ С ОПЕРАТОРОМ

Участие в полете оператора желательно во многих случаях. Например, если выполняется облет планеты, то оператор проведет исследования лучше любой автоматической кинокамеры. Оператор необходим, если планируются исследования с посадкой на планеты и взлетом с них [9].

1. Необходимость использования водорода и кислорода

При облете планеты и особенно в случае посадки и взлета с нее в качестве ракетного топлива необходимо использовать водород и кислород.

Это совершенно очевидно, так как при использовании другого топлива начальные массы будут почти непригодно большими, что видно из нижеследующего пояснения.

Начальная масса, потребная для старта с Земли, посадки на Луну без столкновения [удара] за счет уменьшения скорости до нуля в момент достижения поверхности, взлета с Луны и, наконец, посадки на Землю при конечной массе 1 фунт может быть легко вычислена, как произведение массы, необходимой для выведения 1 фунта с Земли в «бесконечность» при любом заданном ускорении аппарата, на квадрат массы, потребной для поднятия 1 фунта с Луны в «бесконечность», с умножением этого произведения на массу, необходимую для придания 1 фунту скорости, скажем, в 4,5 мили/с, которая обеспечит торможение массы в 1 фунт, что позволит совершить посадку на Землю без столкновения. Вероятно, такая скорость будет избыточной в сравнении с требующейся, потому что если бы возвращаемая масса входила в земную атмосферу тангенциально (использование парашюта возможно лишь тогда, когда скорость значительно уменьшена), атмосфера действовала бы как тормоз, снижая скорость, что было уже объяснено [10].

Приводимая таблица составлена для водорода и кислорода, используемых при тех же самых условиях, которые были установлены в недавней публикации, а именно: скорость истечения 11 900 фут/с [4], отношение веса топлива к общему весу 14 : 15, причем оценка сделана для трех ускорений аппаратов: 35, 100 и 150 фут/с^2.

Ускорение, фут/с²	Расстояние от Луны, на котором прекращается тяга двигателя, мили	Общая начальная масса, фунты	
		при конечной массе 1 фунт	при конечной массе 500 фунтов
35	169,5	1020	513 000
100	59,4	584	292 500
150	39,5	480	241 000

Из таблицы видно, что общая величина начальной массы будет тем больше, чем больше конечная масса (конечно, до разумных пределов). Если бы расчет был произведен для посадки на планету или взлета с нее, начальные массы были бы даже бо́льшими.

2. Значение производства водорода и кислорода на Луне и планетах

Из таблицы видно, что если бы водород и кислород производились и сжижались на планете, то была бы возможна огромная экономия начальной массы, поскольку магазин и другие механизмы составляли бы малую часть общего веса, причем магазин после использования топлива возвращался бы пустым. Экономия была бы даже большей, если некоторые или же все металлы, необходимые для механизмов (железо, алюминий и магний), имелись бы в доступной форме на планете.

Так как начальная масса, требуемая для покидания Луны, значительно меньше массы, необходимой для взлета с Земли, то перелет на планету и обратно мог бы быть проведен намного проще, если бы старт производился с Луны. В этом случае подразумевается наличие на Луне кристаллической воды или, по крайней мере, кислорода в доступной форме, на долю которого приходится $^8/_9$ веса реактивного топлива.

В любом случае (кроме, возможно, Венеры) для производства водорода и кислорода была бы доступна солнечная энергия. На Луне лучшим для этой цели местом были бы северный или южный полюсы; устройства для сжижения устанавливались бы в каком-либо кратере, из которого вода в кристаллизованной форме не могла бы улетучиваться, а энергетические установки размещались бы на склоне кратера, постоянно обращенном к Солнцу. Необходима также соответствующая защита наиболее важных частей аппаратов от метеоритов, например с помощью камней [11].

3. Необходимость сокращения времени перелета

Как находится время, потребное для перелета от Земли к планете при пересечении пространства с умеренной постоянной скоростью, можно видеть на следующем примере. Так, если бы на

всем пути от Земли до Марса можно было бы поддерживать скорость 3000 фут/с, то время перелета составило бы 102,2 недели, или приблизительно 2 года. Для посылки неодушевленных устройств это время не окажется непомерно долгим, но для оператора желательно было бы его сократить.

Если бы было применено устройство, обеспечивающее постоянную движущую силу, и если бы скорость в течение первой половины пути увеличивалась, а в течение второй уменьшалась, то время перелета могло бы быть значительно сокращено. Так, при средней скорости 7 миль/с время уменьшилось бы до 7,13 недели. Предел уменьшения времени перелета определяется самой сущностью используемого для обеспечения этой цели устройства.

4. Необходимость использования солнечной энергии

Единственной энергией, имеющейся в космосе в заметном количестве, является солнечное излучение, а поскольку, как уже упоминалось, кислород и водород создают наибольшую энергию при химическом взаимодействии, необходимо использовать солнечную энергию для придания увеличенной скорости реактивной струе водяного пара, получающегося при взаимодействии водорода и кислорода [12]. Ввиду того что это трудно или невозможно достичь, если реактивная струя просто горячая, увеличение скорости должно быть достигнуто путем электростатического отталкивания.

Полагая, что кинетическая энергия, полученная путем химического воздействия, составляет только половину доступной тепловой энергии химического процесса и что КПД энергетической установки равен 90%, простой расчет покажет, что следует использовать сравнительно малую скорость, так как в противном случае необходимая зеркальная поверхность на единицу передвигающейся массы будет непозволительно большой. Так, если бы средняя масса составляла 500 фунтов, а средняя скорость 15 миль/с (что дает время перелета в 3,32 недели), средняя площадь зеркальной поверхности должна составлять 2740 кв. футов, что равносильно квадрату со стороной свыше 50 футов, тогда как в случае средней скорости 7 и 3 мили/с площадь зеркальной поверхности была бы около 600 и 170 кв. футов соответственно. В последнем случае время перелета составило бы 14,26 недели — около $3^1/_2$ месяцев. Поверхность зеркала для средней массы в 500 футов в этом случае является приемлемой.

5. Обсуждение основного метода

А. *Схема метода*

На начальном участке подъема ракет в атмосфере их масса является большой, а ускорение — значительным. Поэтому из-за большого размера энергетической установки, особенно зеркал,

которые были бы необходимыми, невозможно применять солнечную энергию для достижения параболической скорости [13].

Для того чтобы начальная масса была минимальной, вес зеркал должен быть возможно меньшим по отношению к энергетической установке, которая сама по себе должна быть очень легкой. Далее, отношение массы водорода и кислорода, используемых для получения в пути дополнительной энергии, должно быть таким, чтобы обеспечить (вместе с весом необходимой зеркальной поверхности) минимальный вес. Если бы, например, водород и кислород использовались в слишком малых количествах, рассматриваемая скорость была бы высокой и, следовательно, необходимая солнечная энергия была бы большой. Соотношение между солнечной и химической энергиями будет поэтому определяться главным образом отношением веса зеркала к весу ракеты.

На этапе приближения к планете скорость может быть постепенно снижена (без затраты очень больших энергий) на значительном расстоянии до нее, но не на столь большом, чтобы серьезно увеличить время перелета.

В. *Зеркала*

После отлета с планеты, когда достигнута параболическая скорость (конечно, далеко за пределами атмосферы), зеркала, изготовленные из возможно более тонкой металлической фольги и установленные на складывающихся рамах, должны быть развернуты, и солнечная энергия будет отражаться от них в один или более паровых котлов через одно или более пирексглассовых окон [14].

Чтобы сохранить энергию и предотвратить излучение, котлы должны содержать или пористое черное вещество, или черные частицы, находящиеся во взвешенном состоянии в воде [15].

Практичность установки такого типа подтверждается сходным солнечным двигателем, не имеющим предложенных здесь улучшений, в настоящее время применяемым в Калифорнии для выкачивания воды.

С. *Энергетическая установка*

Котел должен быть, насколько это возможно, маленьким и компактным, а его наружная поверхность для уменьшения излучения должна быть хорошо отполирована. Между прочим, низкая температура космического пространства позволит применить конденсатор небольшого размера и в то же время даст возможность получить высокий термодинамический КПД.

Турбогенератор должен иметь конструкцию, исключающую применение в нем тяжелого вала. В связи с этим предлагается многоступенчатая турбина, состоящая из последовательных дисков, с рядами лопаток и рядами магнитов, расположенных в не-

посредственной близости друг от друга. Пар направляется к рядам лопаток через пустотелый край диска, на котором расположены ряды сопел. Таким образом, силы будут передаваться через смежные части турбины и генератора, а не от турбины к генератору через прочный тяжелый вал, и в результате получится наилегчайшая из всех возможных конструкция турбогенератора [16].

Электроэнергия должна подаваться в виде слабого тока с высоким потенциалом для того, чтобы реактивной струе газов могла быть сообщена высокая скорость. Ниже это будет обсуждено подробно.

D. *Теория*

Теория упрощается, если допустить, что энергия, поступающая в виде лучистой энергии, и энергия, получаемая в виде химической энергии, пропорциональны массе ракеты, которая остается в любой момент времени t, т. е. пропорциональны $(M - m)$. Это обоснованное допущение, так как чем больше ракетный аппарат, тем больше будут зеркала и энергетическая установка, которые смогут на нем разместиться.

Однако поверхность зеркал, благодаря применению фольги минимальной толщины, может увеличиться больше чем в прямой пропорции к общей массе. Сначала мы приведем ту же самую аналитическую формулировку третьего закона Ньютона, что и для случая действия ракеты, который обсуждался в недавней публикации, а именно:

$$Cdm = a\,(M - m)\,dt, \tag{1}$$

где m — масса, отброшенная к моменту времени t.

Однако выражение для закона сохранения энергии иное, так как должны учитываться не только внешняя тепловая энергия, но и химическая энергия, содержащаяся в аппарате. Таким образом, пусть E — тепловая энергия единичной массы ракетного топлива (водорода и кислорода); E' — тепловая энергия, получаемая за 1 с от Солнца поверхностью зеркал, которая дополняет энергию единичной массы ракетного топлива.

Тогда в любой момент времени t, при условии, что E и E' полностью использованы для передачи энергии массе dm, которая была отброшена за отрезок времени между моментами t и $t + dt$, имеем:

$$\tfrac{1}{2}C^2dm = Edm + E'\,(M - m)\,dt. \tag{2}$$

Уравнения (1) и (2) должны решаться совместно; это условие выполняется путем подстановки dm/dt из уравнения (1) в уравнение (2) в виде

$$C^2 - \frac{2E'}{a}C = 2E, \quad \text{или} \quad C = \frac{E'}{a} + \sqrt{\left(\frac{E'}{a}\right)^2 + 2E}. \tag{3}$$

При этом берется только положительный знак, поскольку отрицательный будет означать, что C либо отрицательно, либо равно нулю. Кстати, это уравнение показывает, что C для указанных выше условий является постоянной.

Это новое значение C может быть использовано, вместо c, в уравнениях уже рассмотренной теории простых ракет ввиду того, что уравнение, примененное в этой теории, является уравнением (1) данной статьи; расчет минимальной массы может быть выполнен подобным же способом. Следует упомянуть, что для точной оценки времени перелета потребуется учитывать различие в тангенциальных скоростях планет, а также воздействие солнечной гравитации, которая препятствует движению от Земли и помогает при возвращении.

6. Проблема получения ионизированной реактивной струи газа

А. *Общие соображения*

1. *Получение ионов в непосредственной близости от реактивной струи.* С самого начала очевидно, что если реактивная струя содержит в себе взаимно отталкивающиеся ионы, то их следует вводить в реактивную струю из пространства вне этой струи, чтобы не повредить их источника быстродвижущимися газами. В то же время он должен быть расположен как можно ближе к реактивной струе.

Очевидно также, что получение ионов и введение их в реактивную струю газов должно осуществляться с минимальными затратами энергии. В этой связи то обстоятельство, что такое устройство будет работать на большой высоте, где практически существует абсолютный вакуум, является преимуществом, позволяющим сэкономить энергию, которая в иных условиях была бы необходима для проталкивания ионов через газ при введении их в реактивную струю.

2. *Одновременное истечение положительных и отрицательных ионов.* Очевидно, что если бы ионы только одного знака были введены в реактивную струю, аппарат приобрел бы такой высокий потенциал противоположного знака, что через некоторое время истечение ионов стало бы невозможным. Следовательно, ионы обоих знаков должны расходоваться в равных количествах [5].

По всей вероятности, реактивную струю легче зарядить отрицательно, чем положительно, хотя применение пористых металлов в качестве электродов, как это предлагается ниже, может обеспечить одинаково хорошую работу с ионами обоих знаков.

Даже если возникнут трудности в действиях с положительными ионами, это не будет препятствием, так как положительные ионы

могут испускаться независимым электродом, не вызывая электризации двигателя и сколь-либо значительных потерь энергии.

3. *Возможные способы получения ионов.* Возможно, ионами, наиболее просто получаемыми в больших количествах при малых затратах энергии, являются электроны, испускаемые нагретыми телами (особенно, если они находятся в вакууме). Все, что для этого требуется,— это нить или фольга, по возможности имеющие наиболее высокую температуру плавления. Положительные ионы могут быть получены таким же способом, но не в таких больших количествах.

Возможны и другие способы получения ионов обоих знаков: например, использование струй проводящих электричество жидкостей и паров веществ — таких, как хлорид аммония,— которые содержат мельчайшие твердые частицы. Ионы, полученные любым из этих двух способов, будут, конечно, сравнительно большими [6].

Иной, хотя и не проверенный, способ получения ионов обоих знаков может открыть интересные возможности. Этот способ заключается в пропускании газа через раскаленный металл, имеющий положительный или отрицательный заряд, для передачи этого заряда молекулам газов, проходящих через пары металла [17].

Следующий способ, хотя и не такой простой, как уже описанные, заключается в получении ионов обоих знаков непосредственно в реактивной струе газов, перед тем как они входят или в то время когда проходят через сопло, и в удалении большей части одинаковых ионов до того, как газ выйдет из сопла.

4. *Применение непрерывных и импульсных реактивных струй.* Если бы реактивная струя получалась в результате непрерывного горения, ионы следовало бы производить непрерывно, и на сопле постоянно присутствовал бы высокий потенциал при отбрасывании газов. Причем непрерывное горение может затруднить надлежащее охлаждение камеры сгорания и сопла.

Если реактивное истечение является результатом последовательных взрывов, высокий потенциал будет возникать прерывисто (хотя это и не обязательно), и образование заряженных ионов в больших количествах должно производиться также прерывисто.

Наиболее просто это могло бы быть осуществлено для электронов, получаемых из нитей, раскаляемых путем стремительного возрастания силы тока.

В. *Эксперименты, уже проведенные с электризованными реактивными струями*

В Кларковском университете в 1916—1917 гг. были проведены эксперименты по введению отрицательно заряженных частиц (в данном случае электронов) в быстродвижущуюся струю воздуха при атмосферном давлении [18].

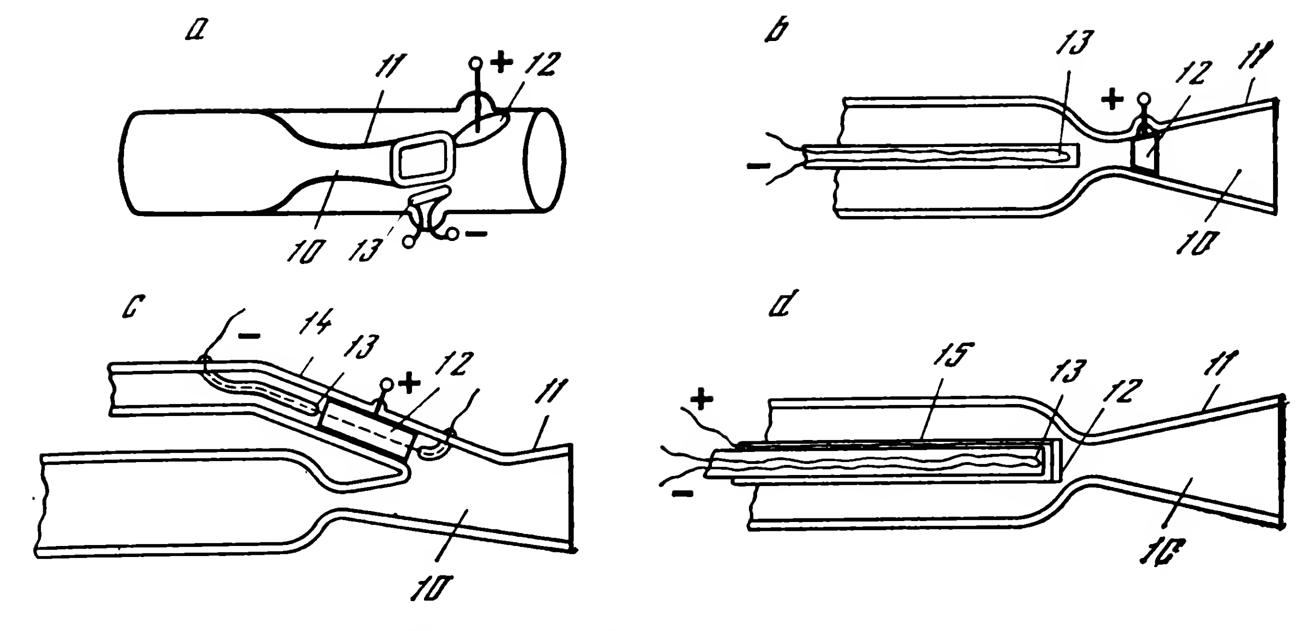


Рис. 1. Схемы устройств для электризации реактивных струй

Примененные устройства можно разделить на два класса. В первом из них ионы вводились электростатическим способом в струю *10* (рис. 1, *a*), проходящую через сопло *11*. Электроды *12* и *13* располагались либо на противоположных сторонах струи, либо же один электрод находился внутри струи, а другой вне ее (рис. 1, *b*). В этих случаях электрод *12* являлся анодом, а электрод *13* — катодом. Катод состоял из платиновой проволочной спирали или из платиновой фольги, покрытой очищенным сургучом.

Во втором классе устройств ионы производились во вспомогательной трубке *14* (рис. 1, *c*), через которую пропускался поток воздуха с небольшой скоростью.

Этот поток, не охлаждающий и не влияющий другим образом на работу нити *13*, в то же время вносит в основной поток все электроны, произведенные нитью. В качестве анода применялась латунная трубка *12*, соосная с нитью катода *13* [19].

На стадии предварительного эксперимента это устройство показало удовлетворительную работу при атмосферном давлении [7]. Оно дает возможность при давлении в основном потоке 20 фунтов создать потенциал 5 000—10 000 В при разности потенциалов латунной трубки и нити только 110 В. Высокий потенциал создается на приемном устройстве, представляющем собой большую жестяную оболочку, в которой истекающие газы, по существу, проходят тангенциально по спирали значительное расстояние через посеребренное стекловолокно, находящееся в оболочке, прежде чем выйти из нее; за счет этого бóльшая часть зарядов передается стекловолокну.

Следует заметить, что во всех указанных случаях ионы производятся в пространстве, находящемся вне объема реактивной струи и защищенном от нее. Следует также помнить, что если бы пространство, в котором производятся ионы, представляло по

существу вакуум, как это будет иметь место в случае с высокоскоростной реактивной струей, то число ионов, которое могло бы быть получено с накаленной нити и введено в реактивную струю, было бы значительно больше.

С. *Наилучшая модель электризованной реактивной струи*

Поскольку высокая скорость реактивной струи газов достигается с помощью ионов, выталкивающих остаток массы газов, желательно, чтобы ионы по возможности были хорошо перемешаны с основной массой газа.

Получение наилучших результатов могли бы обеспечить два типа устройств, в которых ионы вводились бы в реактивную струю в месте, находящемся по возможности в максимальной близости от горловины сопла.

Если не применять вспомогательного потока газа, то лучшей будет модель, показанная на рис. 1, *b*; в случае использования вспомогательного потока газа наиболее желательной была бы модель, изображенная на рис. 1, *d*. В этом случае трубка, содержащая катод *13*, могла бы быть расположена внутри другой трубки (*15*), содержащей анод *12* в виде кольца и несущей поток газов для проталкивания ионов в главную реактивную струю [20].

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Метод осуществления исследований планет и межпланетных сообщений путем непосредственного контакта изложен в настоящем докладе, а также в предыдущей публикации Смитсонианского института. Этот метод не заключает в себе каких-либо новых открытий, а базируется на хорошо обоснованных физических принципах.

Уже достигнут определенный прогресс в решении некоторых основных проблем, связанных с применением этого метода.

Полагаю, что данный метод намного превосходит любой из предложенных методов установления межпланетных сообщений, так как он позволяет избежать огромных затрат и в то же время не рассчитан на высокий уровень развития и наличие специального материального оснащения у возможных обитателей соседних планет. Помимо решения вопроса межпланетных сообщений, предложенный метод, несомненно, даст результаты огромной научной ценности. В свете изложенных фактов, а также учитывая огромный интерес и важность предмета исследования, следует полагать, что обращение к общественности за поддержкой является вполне оправданным.

ПРИМЕЧАНИЯ К ДОКЛАДУ, ДОБАВЛЕННЫЕ В АВГУСТЕ 1929 г.

1. Жидкие виды ракетного топлива будут лучше, чем бездымный порох

2. Следует заметить, что ракете в целом может быть придано вращение вокруг ее оси за счет вращения в противоположном направлении такого расположенного внутри ее прибора, как гироскоп, что очевидно из закона сохранения момента количества движения.

3. Возможно, не следует включать материалы, содержащие описание самой ракеты, а наиболее важные ее части разрушить перед посадкой, чтобы не допустить случайного применения ракеты обитателями другой планеты.

Использование оптических средств для передачи обратного сигнала в виде отраженного света или больших геометрических построений в определенном месте другой планеты было бы предпочтительнее.

4. На протяжении большей части доклада от марта 1920 г. предполагалось использование последовательных взрывов в камере сгорания. Однако, как наглядно показали экспериментальные работы автора после 1920 г. с жидкими ракетными топливами, непрерывное горение жидкого топлива не только лучше последовательных взрывов, но и фактически проще. Непрерывное горение при использовании водорода и кислорода впервые было рассмотрено автором несколько лет назад — в июне 1907 г.— и запатентовано в 1914 г.

5. Экспериментальные результаты, полученные автором после 1920 г., говорят о том, что сравнительно легко мог бы быть достигнут более высокий КПД, чем тот, который в докладе от марта 1920 г. предполагался равным примерно 50%.

6. При низкой температуре, какая должна существовать в лунном кратере, не освещаемом прямыми лучами Солнца, давление, необходимое для сжижения водорода и кислорода, должно быть очень умеренным.

7. На очень высокой покрытой снегом горе могло бы быть особенно полезным использование вулканического тепла, если бы гора оказалась вулканом, не угрожающим скорым извержением.

8. Этот и предыдущий параграфы, касающиеся применения взрывчатых зарядов водорода и кислорода, могли бы быть опущены в связи с разработкой после 1920 г. способов применения жидких топлив при непрерывном горении.

9. Что касается комфорта оператора, то наибольшее ускорение, которое ожидается при подъеме, равно 150 фут/с^2, т. е. меньше ускорения, выдерживаемого мотоциклистом, двигающимся с высокой скоростью по вертикальной стене в цилиндре диаметром около 30 футов.

В космосе оператор мог бы выдерживать ускорение, равное 32 фут/с^2, лежа вдоль внутренней периферийной части кабины, вращающейся с соответствующей скоростью, как предлагалось в ранних заметках автора от ноября 1910 г.

10. Использование атмосферы для торможения ракеты было впервые рассмотрено автором в январе 1908 г. Сначала рассматривалась плоскость, перпендикулярная направлению движения, которая позже была наклонена

до горизонтального положения, подобно крылу самолета, для замедления скорости спуска и обеспечения возможности выбора места посадки.

Использование несущих плоскостей для этой цели обсуждалось также в докладе институту, озаглавленном «Дополнительный отчет о последних разработках» (март 1924 г.).

11. Астрономическая обсерватория, находящаяся на Луне в течение длительного времени, должна иметь также защиту от метеоров. Кроме того, для нее важны низкая скорость вращения и твердость лунной поверхности. Кислород и вода могли бы получаться из продуктов дыхания, а еще лучше было бы соорудить большой «зеленый дом», защищенный сверху прочным материалом и получающий солнечный свет от расположенных снаружи отражателей, автоматически поддерживающих постоянную температуру. Особые фильтры будут имитировать нормальный солнечный свет, поступающий на Землю.

Достаточное количество растений и животных, содержащихся в таком доме, позволят сделать обсерваторию автономной и самообеспечивающейся на протяжении значительного отрезка времени. При расположении такого сооружения в кратере вблизи северного или южного полюса Луны можно получить любые желаемые количества солнечного света. Аналогичный способ мог бы быть применен в космическом полете между планетами, особенно если аппарат, на котором совершается перелет, был бы большим.

12. В добавление к ионизированным потокам водорода и кислорода могли бы быть использованы ионы, или потоки ионизированного газа, состоящего из других веществ, или же только электроны вместо отрицательных ионов. Автор уже обратился за патентом (США, патент № 1 809 115 от 9 июня 1931 г.) на способ получения постоянного потока ионов. Поток электронов с низкой скоростью для получения отрицательных зарядов легко мог бы быть применен в комбинации с этим способом.

13. Как указывалось в ранних заметках автора в июле 1907 г., использование солнечной энергии до момента достижения параболической скорости нельзя считать неосуществимым, и в действительности вопрос заслуживает очень серьезного рассмотрения.

14. Вопрос размещения на ракете зеркал и солнечных двигателей при вертикальном взлете рассматривался в «Дополнительном отчете о последних разработках» (март 1924 г.)

15. Котел для использования солнечной энергии может быть удачно заменен солнечным двигателем, недавно запатентованным автором под названием «Испаритель для использования с солнечной энергией» (США, патент № 1 700 675 от 29 января 1929 г.). Он описан более полно в «Журнале Оптического общества Америки» за июль 1929 г. Последний параграф этой статьи может навести некоторых читателей на мысль об использовании солнечного двигателя на аппарате типа самолета или дирижабля, верхняя поверхность которых прозрачна, а нижняя внутренняя поверхность обладает способностью отражать солнечные лучи, поскольку солнечный двигатель очень легок и не требует запасов горючего. Тип котла, предложенный в докладе от марта 1920 г., мог бы быть желателен в случае применения очень высокой температуры рабочего вещества или в случае, если рабочее вещество будет диатермиальным; тогда тепловые потери котла станут минимальными, по-

скольку поступающее через небольшое отверстие излучение, отражаясь во всех направлениях, большей частью удержится внутри котла.

Кварцевые окна могли бы с успехом заменить пирексглассовые, которые были предложены в докладе. Кроме того, если рабочая температура должна быть очень высокой, в котле следует применить огнеупорное покрытие. Между огнеупорным покрытием и наружной металлической стенкой котла должна находиться теплоизолирующая прокладка. Необходимо применение жидких смесей или элементов, на которые не воздействует нагретое черное вещество, например суспензия углерода.

Кстати, мелкое черное вещество, находящееся в жидкости, можно выделить при помощи центробежных сил из пара перед тем, как последний выйдет из котла; при этом черное вещество перемещается вихреобразно.

16. Турбогенератор, предложенный в докладе (март 1920 г.), можно было бы заменить генератором реактивного типа, служащим для получения слабых токов очень высокого напряжения, как описано в американском патенте № 1 363 037 от 21 декабря 1920 г., озаглавленном «Способ и средства для получения электризованной реактивной струи газа».

17. Этот вопрос рассмотрен в патенте, упомянутом в примечании 12 к настоящему докладу.

18. Большая часть экспериментов, описанных в этом докладе, была проведена под руководством автора Парксом и Труе в 1916—1917 гг.

19. ⟨...⟩ Устройства, изображенные схематично на рис. 1, представляют особый интерес как первые устройства, испытанные для получения движения посредством электростатического отталкивания. Этот тип движения имеет важное значение в сокращении времени перелета между планетами, а также, возможно, в предоставлении средства для придания телу параболической скорости в результате его взаимодействия с земной атмосферой.

20. Все предложения, касающиеся получения и применения ионов в потоке газа, приведенные в докладе (март 1920 г.), относятся к электростатическому отталкиванию воздуха в верхней атмосфере и достигаемому посредством этого движению. Они впервые рассматривались автором в 1907 г. и объяснены подробно.

ВОЗМОЖНОСТИ РАКЕТЫ В ПРЕДСКАЗАНИИ ПОГОДЫ [1]

27 апреля 1920 г.

НАИБОЛЕЕ ПОДХОДЯЩИЕ УСЛОВИЯ ДЛЯ ПОЛУЧЕНИЯ НА БОЛЬШИХ ВЫСОТАХ ДАННЫХ ДЛЯ ПРЕДСКАЗАНИЯ ПОГОДЫ

Несомненно, что сведения о давлении, температуре, скорости ветра и содержании влаги в верхних слоях тропосферы, т. е. на высоте порядка 10 км, имели бы большое значение для предсказания погоды, т. е. сделали бы возможным предвидеть метеорологические условия на поверхности Земли на расстоянии многих миль от места наблюдения.

Очевидно, эти данные имели бы наибольшую ценность, если бы они были получены на нескольких отдельных станциях одновременно [2]. При этих условиях можно было бы составить точную карту погоды, отражающую условия на какой-то заданной большой высоте и сравнить ее с картой условий на поверхности. Очевидно, что такая карта погоды на больших высотах имела бы важное значение и для авиации.

Понятно, что для подъема аппарата следует затрачивать как можно меньше времени, и не только потому, что данные на различных станциях должны быть получены одновременно, но также для того, чтобы свести к минимуму снос аппарата ветром и вытекающую отсюда трудность его отыскания. По тем же самым причинам и спуск должен осуществляться как можно быстрее, причем должны быть приняты соответствующие меры, чтобы предотвратить повреждение аппарата при приземлении.

Было бы также желательным, хоть это и не столь существенно, чтобы приборы оставались на высоте 10 км (или около этого) в течение 1—5 мин.

Короче говоря, самый подходящий способ для получения данных с больших высот для предсказания погоды состоял бы в ежедневном запуске приборов на высоту порядка 10 км с ряда станций, подъем же и спуск должны быть настолько быстрыми, насколько это практически осуществимо. Если это окажется желательным, то в дальнейшем можно будет обеспечить пребывание приборов на заданной высоте в течение значительного времени.

РАКЕТНЫЙ МЕТОД КАК СРЕДСТВО ДЛЯ РЕАЛИЗАЦИИ ЭТИХ ИДЕАЛЬНЫХ УСЛОВИЙ

У обычной ракеты высота вертикального подъема составляет лишь несколько сот футов, в принципе же ракета должна быть способной к достижению гораздо бóльших высот.

В «Сборнике трудов Смитсонианского института» (т. 71, вып. 2) приводится теория, а также расчеты относительно того, какие высоты достижимы в реальных условиях. Интуиция подсказывает, однако, что достичь большой высоты можно при условии, если бóльшая часть тепловой энергии топлива превращается в кинетическую энергию истекающих газов, и при условии, что доля массы топлива в общей массе достаточно велика.

Желательно уяснить, что хоть теория и указывает на возможность достижения больших высот, но то, что обсуждается в настоящей статье, относится лишь к подъему регистрирующих приборов на умеренные высоты.

Если говорить об условиях, которые отличны от простого поднятия на высоту, то лучше всего они могут быть удовлетворены описанным ранее ракетным методом, идеально подходящим для подъема аппарата быстро и без сотрясения, так как движущая сила ощутимо постоянна и поэтому аппарат после старта быстро наберет большую высоту. После того как топливо будет полностью использовано, аппарат постепенно придет в состояние покоя под влиянием силы тяжести. Парашютное устройство, которое несет ракета, позволит совершить спуск на любой желательной скорости. Подробности такой конструкции и ее действие уже хорошо изучены.

Для удержания [аппарата] на большой высоте в течение значительного промежутка времени, помимо приборов и парашюта, аппарат может быть оснащен также компактно сложенным резиновым аэростатом подходящего размера и стальным баллоном со сжатым водородом, которым наполняется аэростат при достижении верхнего предела полета, как это в принципе было предложено д-ром Абботом. Парашют был бы приведен в действие и аэростат отпущен через заранее намеченный промежуток времени после наполнения аэростата водородом.

СТЕПЕНЬ РЕАЛИЗАЦИИ УСЛОВИЙ, НЕОБХОДИМЫХ ДЛЯ УДОВЛЕТВОРИТЕЛЬНОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РАКЕТНОГО МЕТОДА

Первое условие для увеличения диапазона действия ракетного аппарата — это истечение пороховых газов с возможно большей скоростью. Это свойство разработано уже вполне удовлетворительно. Скорость истечения газов была увеличена с 1000 до более чем 7500 фут/с, или же, если выразить это иначе, часть тепловой

энергии пороха, которая превращается в *энергию движения* истекающих газов, была увеличена с $^1/_{50}$ до $^1/_2$ в случае плотного бездымного пороха. Важно при этом, чтобы скорость истечения была большой, так как она экспоненциально входит в выражение для начальной массы, необходимой для того, чтобы поднять ракету на какую-либо заданную высоту.

Рассматривая второе условие для увеличения диапазона действия, а именно — достижение высокого отношения веса топлива к общему весу, следует отметить, что при высотах до 10 км в этом нет необходимости. Принцип многозарядности, который объясняется в вышеупомянутой публикации Смитсонианского института, необходимо использовать, если это отношение должно существенно превышать величину, которую имеют обычные ракеты, т. е. примерно 1 : 5. Принцип этот состоит в заряжении и сжигании нескольких зарядов последовательно в одной камере сгорания.

Результатом работы над этой схемой до настоящего времени явилась разработка и экспериментальная демонстрация простого и легкого многозарядного аппарата, сжигающего несколько зарядов и летящего по прямой. Чтобы завершить эту разработку, необходимо приспособить аппарат к сжиганию большего количества зарядов и существенно облегчить все его части, за исключением топлива. Сейчас ведется работа по увеличению числа зарядов.

Чтобы завершить эту работу с минимальными затратами, усовершенствование отдельных деталей должно производиться только в той мере, насколько это необходимо, чтобы изготовление аппарата не было дорогим. Эксплуатационные расходы при каждом запуске будут связаны только с новым магазином.

Во всяком случае, если торможение из-за сопротивления воздуха и силы тяжести будет доведено до минимума, то время, необходимое для достижения 10-километровой высоты, будет порядка 20 с.

В качестве примера, показывающего возможности аппарата, сконструированного таким образом, можно было бы показать, что для посылки приборов весом в 1 фунт на высоту 10 км необходима ракета с первоначальным весом порядка 11 фунтов, а в наивысшей точке 6 фунтов, если в качестве основы для расчета принять скорость истечения 5500 фут/с, которую получить нетрудно.

ПЕРВЫЙ ОТЧЕТ О РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТКАХ СОВЕТУ ПОПЕЧИТЕЛЕЙ УНИВЕРСИТЕТА КЛАРКА [1]

Вустер, 1 апреля 1922 г.

---

1. Цель исследований

Работа, проводимая на средства Университета Кларка, была направлена на подготовку такой модели ракеты, которая обеспечила бы убедительную демонстрацию заложенного в ее основе принципа и которая могла бы быть в дальнейшем разработана настолько, чтобы позволить получить ценные метеорологические данные, по возможности без дополнительных экспериментов.

2. План основных работ

Ракета, которая разрабатывалась на средства Смитсонианского института [2], имела такую конструкцию, при которой в единственную камеру сгорания один за другим подаются и последовательно сжигаются заряды (или патроны) с твердым взрывчатым веществом. Этот тип ракеты, хотя и имеет важное значение, не так прост, как тип, в котором в камеру сгорания подаются две жидкости. Второй тип ракеты, с точки зрения метеорологии, является даже более перспективным, поскольку позволяет получить максимально легкую конструкцию и тем самым — максимальный диапазон действия. Эта схема оказалась для автора настолько привлекательной, что было решено отдать все внимание разработке ракеты такого типа.

Работы должны были продемонстрировать:

во-первых, что могут быть найдены две жидкости, которые при смешении резко высвобождают большое количество тепла, хоть это само по себе ни в коей мере не является взрывом;

во-вторых, что количество тепла, которое высвобождается при смешении двух жидкостей, может регулироваться, так что может быть получен любой уровень давления;

в-третьих, что может быть получено удовлетворительное горение в камере ракеты.

Убедительная демонстрация этих положений достаточна для доказательства того, что ракета, действующая на принципе использования двух жидкостей, может быть создана, а также того, что разработка ракеты неразрывно связана с экспериментированием.

3. Получение двухжидкостного взрывчатого вещества

В качестве комбинации жидкостей было решено взять эфир и жидкий кислород [3]. Первые опыты были проведены с целью изучения величины энергии, высвобождаемой этой комбинацией.

С этой целью испытательная трубка *T* (рис. 1) была вставлена в отверстие в блоке из двух 4-дюймовых деревянных брусков *B*, причем отверстие было выложено асбестовой шерстью. Сначала в трубку налили жидкий кислород, а затем добавили эфир. Смесь, весившая около 5 г, поджигалась с помощью платиновой проволоки, к которой по проводам *w* подводился ток. При поджигании происходил взрыв, который раскалывал блок, оставляя только основание *B′* и S-образные куски.

4. Доказательство того, что жидкости могут смешиваться и гореть без взрыва

Убедившись, что комбинация из двух жидкостей может высвобождать большое количество энергии, мы предприняли следующий шаг, чтобы продемонстрировать, если это окажется возможным, что взрывного действия можно избежать путем медленного подмешивания одной жидкости к другой, обеспечивая в то же время выделение достаточного количества тепла, чтобы его можно использовать в ракете.

Этот опыт был проведен двумя способами: первый — две жидкости медленно текли под действием силы тяжести, второй — жидкости нагнетались под давлением.

Первый опыт был проделан с помощью установки, показанной на рис. 2 и 3. Эфир и жидкий кислород были налиты в маленькие жестяные трубки *T* и *T′*, причем вторая из них имела теплоизоляционный кожух *J* из асбестовой шерсти. Камера сгорания представляла собой трубку *C* из твердой фибры. Жидкости начинали смешиваться, после того как по проводам *W* подавали ток на плавкую проволоку и дергали вверх стержень *R*, на нижнем конце которого были укреплены две пробки *K*. Эксперименты на этой установке показали, что жидкости соединяются и горят в камере без какого-либо внешнего воздействия.

Во второй серии опытов создавалось давление 15 фунтов [на 1 кв. дюйм]. При этом использовалась установка, показанная на рис. 4[4]. Резервуары *T* и *T′* были сделаны из прочных тонких металлических трубок, а камера сгорания — из стали. Стержень *R*, герметично подогнанный к верхним крышкам резервуаров, имел на своих концах два конических клапана (взамен пробок, показанных на рис. 2). Давление на обе жидкости создавалось от баллона с двуокисью углерода *D* через две резиновых трубки. Давление — на обе жидкости одновременно — создавалось сразу же после начала сгорания.

В этом случае также не было внешних воздействий. Сгорание в значительной степени происходило фактически за пределами камеры, даже если использовалось сопло, имеющее широкое (диаметром $^1/_4$ дюйма) отверстие [4].

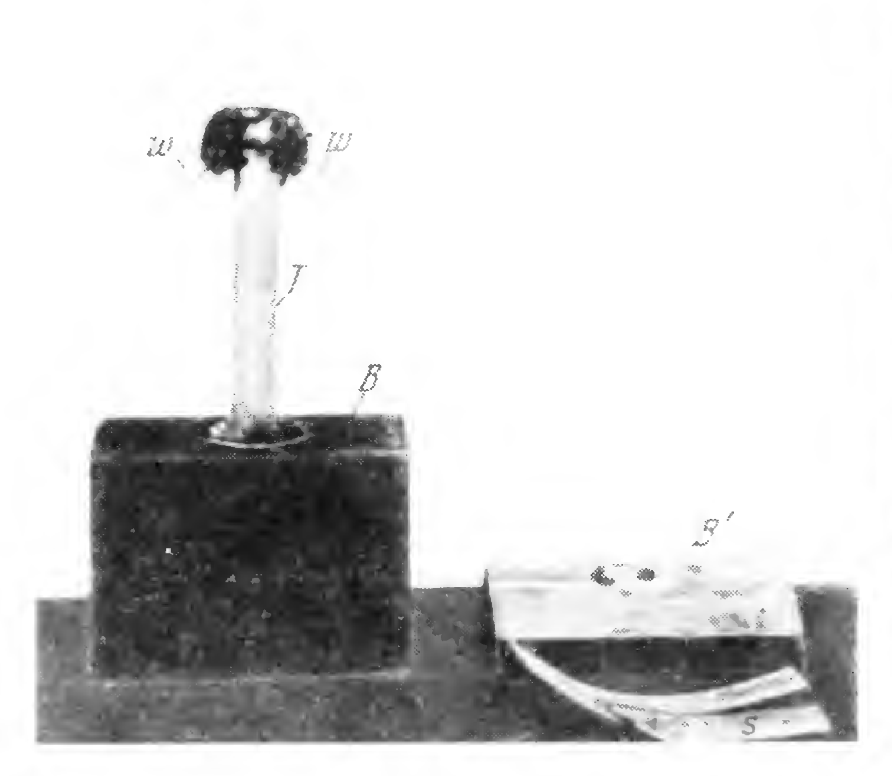


Рис. 1

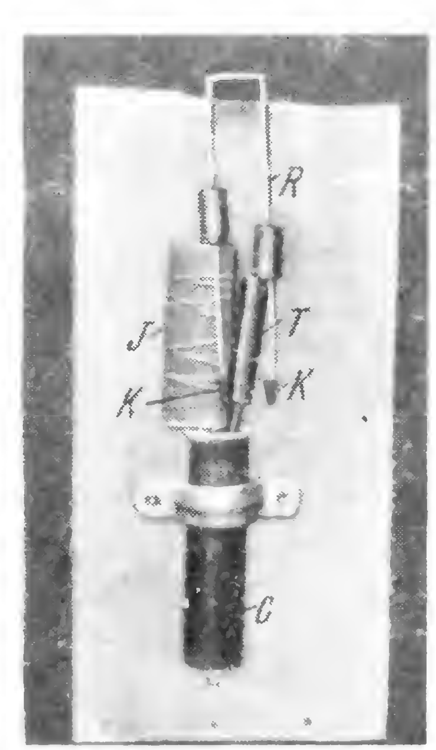


Рис. 2

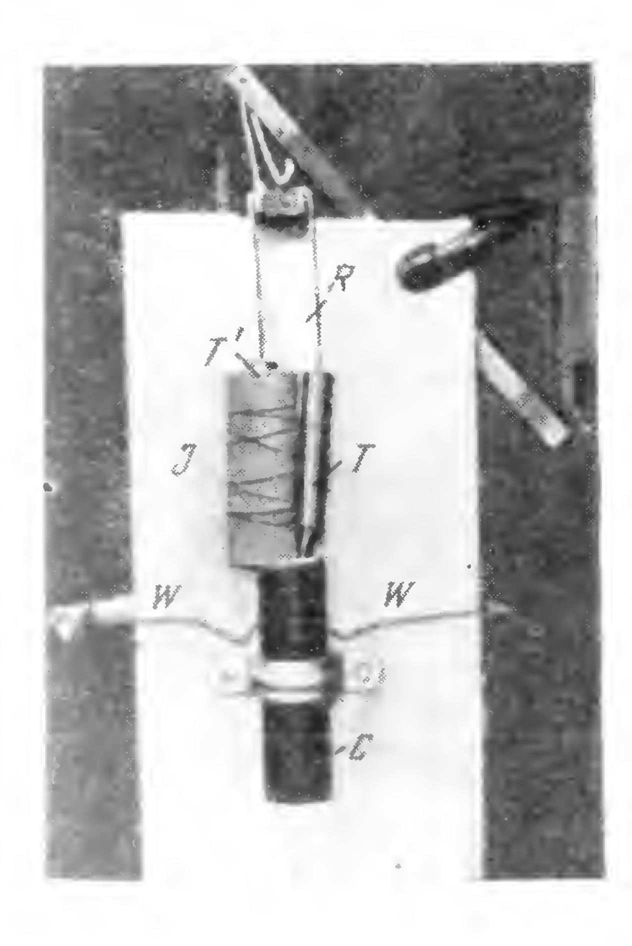


Рис. 3

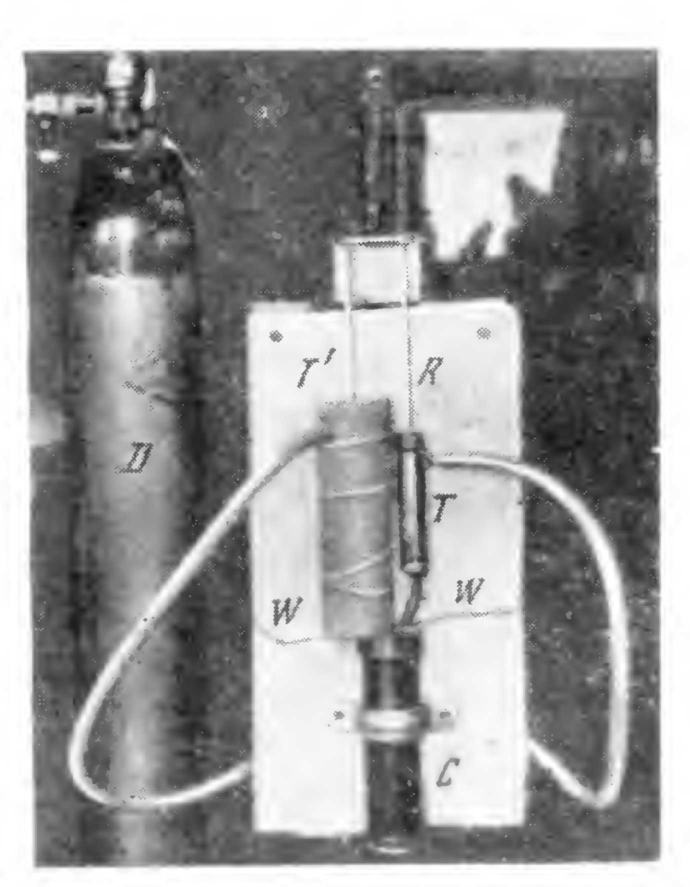


Рис. 4

5. Демонстрация движущей силы при сгорании внутри камеры

Чтобы продемонстрировать полную пригодность двухжидкостного метода, нужно было провести еще одно испытание его основного свойства, а именно — горения жидкостей в камере сгорания таким образом, чтобы отчетливо увидеть существование движущей силы.

Эти испытания были проведены с устройством, показанным на рис. 5 и 6[5], в местечке, расположенном в нескольких милях от Вустера [6].

Камера C в этом случае была соединена с баками T и T' тонкими стальными трубками t и t',—причем трубка t', как и бак T', была закутана в войлок. Клапаны при этих испытаниях не применялись — двуокись углерода из баллона с давлением 25 фунтов выжимала жидкости в трубки t и t', а затем в камеру. Все устройство, за исключением баллона и сухих батарей для зажигания, было укреплено болтами на железном бойлере B.

Газы, истекающие из сопла N, попадали в 3-дюймовую трубу P, через которую они отводились на несколько футов в сторону. Действие устройства наблюдалось с помощью зеркала M, подвешенного на раме F. Указатель I показывал на шкале (рис. 5) направленный вверх толчок, возникавший вследствие реакции.

Несмотря на то что для испытаний этого устройства было очень мало времени, удалось продемонстрировать следующее: удовлетворительное сгорание имело место *внутри камеры* и при этом возникла реакция, которая за короткое время создала величину *подъемной силы в 4 фунта*. Работа устройства не сопровождалась взрывом или каким-либо другим сильным действием, а камера после эксперимента оставалась точно такой же, как и до него [7].



Рис. 5



Рис. 6

6. Примерный план дальнейших работ

Прежде чем осуществить полеты ракет, необходимо провести большое количество испытаний для того, чтобы определить такие характеристики, как, например, наилучшие давления, а также размеры и формы различных частей, особенно камеры.

В практическом использовании планируется также создавать давление на жидкости, поскольку этот метод предельно прост и не требует применения насосов и устройств с ощутимым весом.

7. Заключение

В заключение следует подчеркнуть три момента.

1. Было проведено достаточное количество испытаний, чтобы показать, что в ракете, основанной на принципе подачи в камеру сгорания последовательных порций горючего материала, в качестве такового могут быть применены две жидкости, которые хотя и взрывоопасны при смешении и поджигании, тем не менее могут создавать в камере давление, вполне умеренное, но достаточное для движения ракеты.

2. Хотя для того, чтобы добиться наилучшей работы ракеты, необходимо провести еще много испытаний, в них нет никаких сомнительных элементов, и отработанная ракета будет наверняка простой, поскольку простотой обладает заложенный в ней основной принцип.

3. Поскольку практически покончено с всевозможными сложными механизмами [8], может быть получена намного более легкая конструкция, чем предполагалось возможным до сих пор, а следовательно, и дальность действия, превышающая предсказанную прежде.

ВТОРОЙ ОТЧЕТ О РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТКАХ СОВЕТУ ПОПЕЧИТЕЛЕЙ УНИВЕРСИТЕТА КЛАРКА[1]

Вустер, 21 марта 1923 г.

---

1. Цель исследования

Ракета, разрабатывавшаяся на средства, выделенные Смитсонианским институтом, была аппаратом, в котором в камеру сгорания подавались последовательно заряды твердого взрывчатого вещества, сгорающие по мере поступления.

Однако стало очевидным, как объясняется в прошлогоднем (от 1 апреля 1922 г.) отчете совету попечителей Университета Кларка, что наиболее желательным является такой тип аппарата, в котором в камеру сгорания подаются непрерывно две жидкости, вследствие простоты, которая может быть получена, и сокращения веса механических частей, что очень важно для достижения максимально возможной дальности в метеорологических исследованиях.

В отчете за прошлый год описаны эксперименты, показавшие, что можно подобрать две жидкости, которые сами по себе не являются взрывчатыми веществами, но которые могут использоваться при смешении и сжигании в камере сгорания для получения давления и подъемной силы. Этими жидкостями были эфир и жидкий кислород.

2. Работа, проделанная в течение прошлого года

Путем ряда экспериментов было найдено, что наибольшее положительное действие (в сочетании с наибольшей легкостью должно получаться при использовании насосов для подачи жидкостей в камеру сгорания; в этом случае баки, из которых накачиваются жидкости, могут быть простой и чрезвычайно легкой конструкции.

Таким образом, проблема распалась на три части:

а) проектирование и изготовление насоса такого типа, который будет давать давление вплоть до 100 фунтов на 1 кв. дюйм, будет эффективным, не будет иметь больших (либо совсем не будет иметь) утечек или проскальзывания даже с эфиром (вязкость которого составляет менее пятой доли от вязкости воды), а также будет очень легким;

b) испытания с целью получения наилучших пропорций жидкостей и для изыскания наилучших смешения и горения в камере сгорания;

c) испытания с целью создания удовлетворительного способа использования части энергии газов, образующихся в камере сгорания, для привода двух насосов.

3. Результаты, полученные в течение прошлого года

Первая из перечисленных выше проблем была удовлетворительно решена в прошлом году; ведется работа по второй проблеме. Описание проделанной работы, поясняемое фотографиями, прилагается.

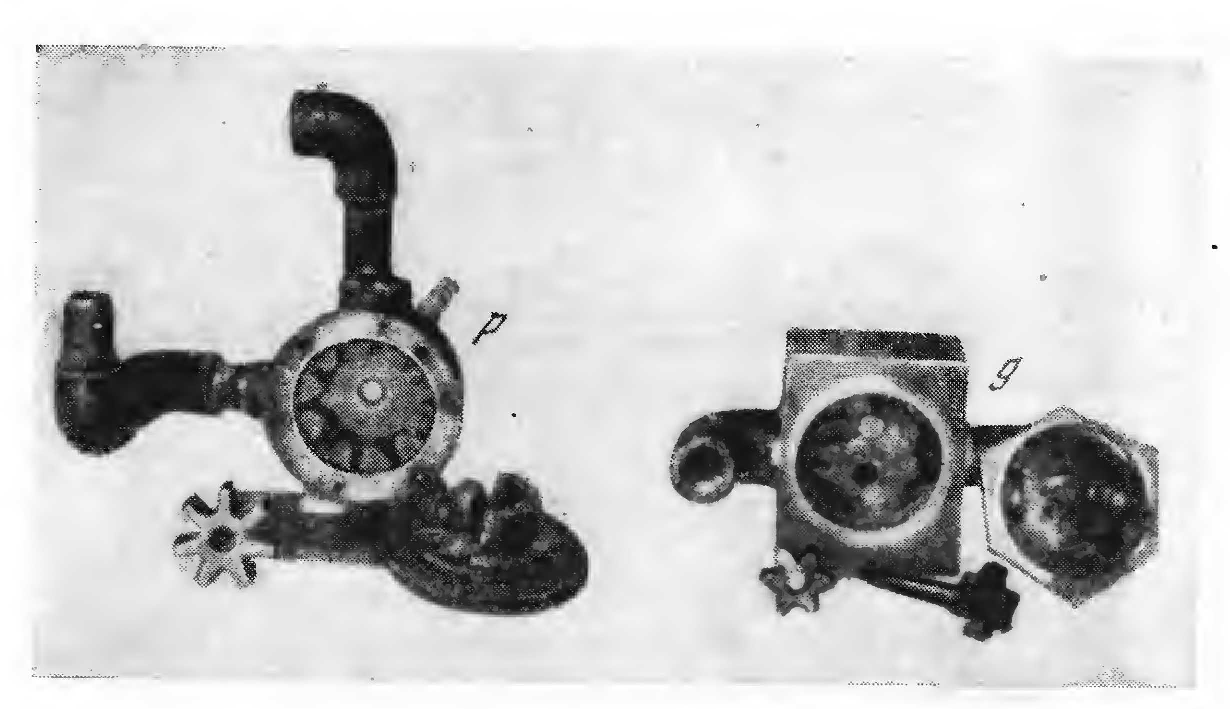


Рис. 1. Насос «Викинг» (*p*) и двухшестеренчатый насос (*g*) в частично разобранном виде

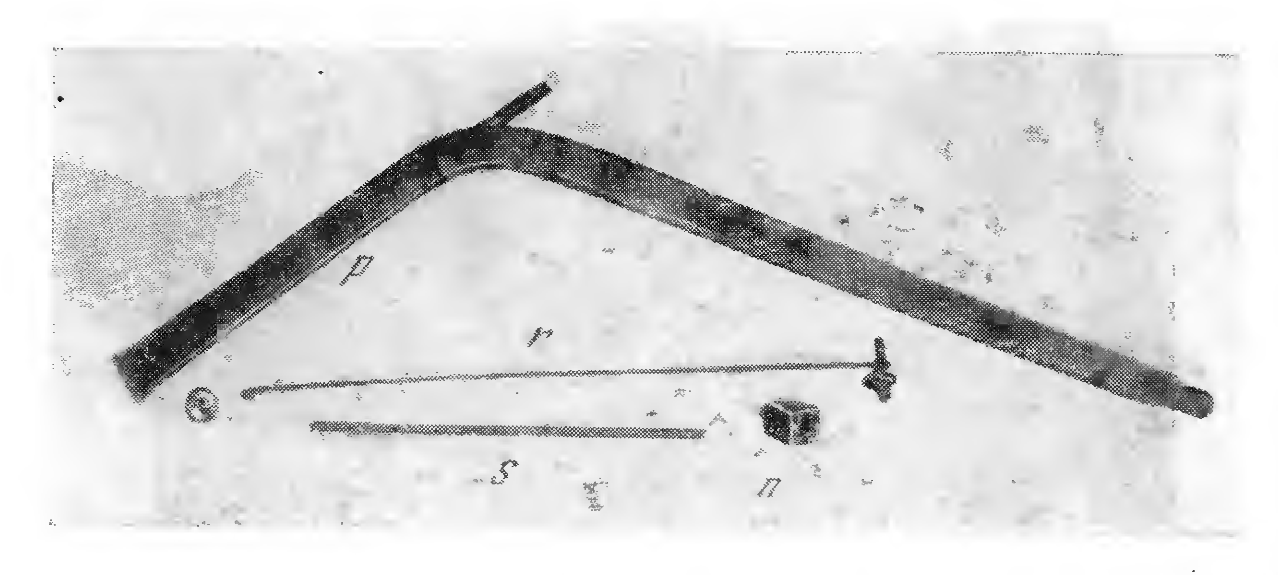


Рис. 2. Первый из испытанных поршневых насосов: латунная трубка квадратного сечения (*p*), поршень (*n*), шток поршня (*r*), 6-дюймовая масштабная линейка (*s*)

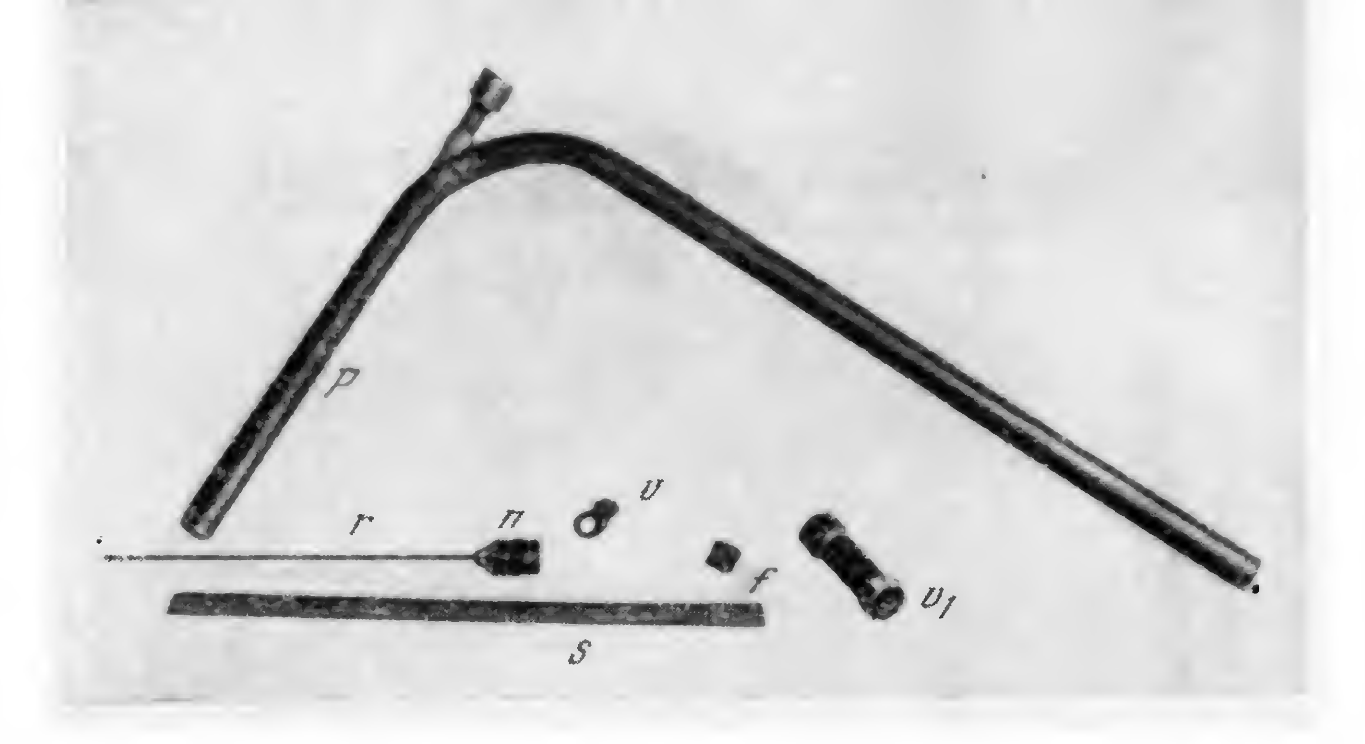


Рис. 3. Окончательный вид поршневого насоса: 7/16-дюймовая латунная трубка (p), поршень (n), шток поршня (r), клапан в поршне (v), клапан в трубке (v_1), упор для регулирования открытия клапана (f), 6-дюймовая масштабная линейка (s)

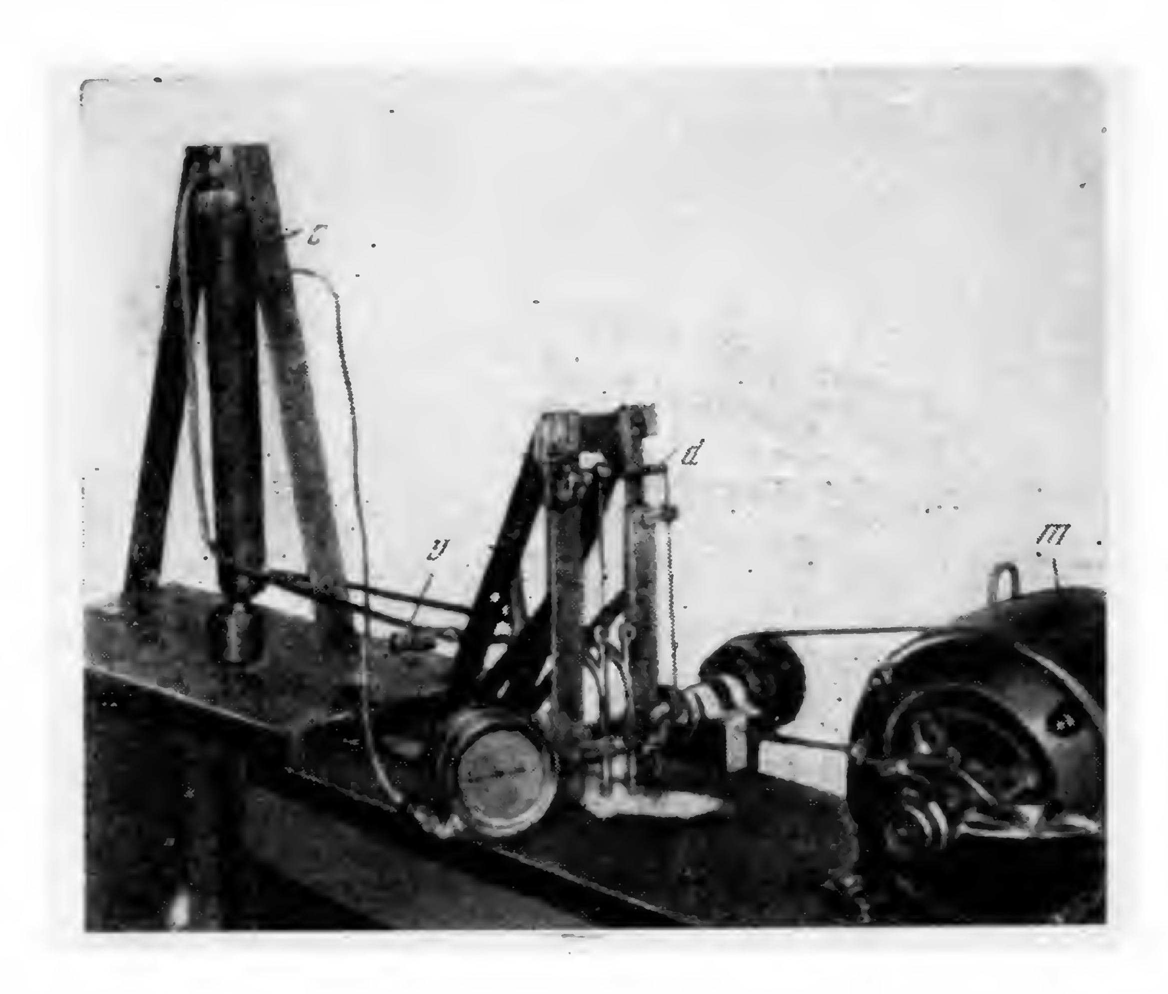


Рис. 4. Установка для изучения процессов смешивания и сгорания: насосы (p_1 и p_2), приводной шток (d), камера (c), мотор (m), индикатор для измерения силы отдачи (i). Расходные баки не показаны

Самым маленьким и легким насосом из имеющихся в продаже является ротационный насос «Викинг» *p* (рис. 1) [2]. Было определено, что КПД этого насоса падает при высоких давлениях, так что при давлении 110 фунтов на 1 кв. дюйм КПД равен лишь 20%, и требуется более $^3/_4$ л. с. для подачи 4,07 куб. дюймов в 1 с столь вязкой жидкости, как керосин. Шестеренчатый насос *g* (рис. 1) дал лишь 10% при давлении 50 фунтов на 1 кв. дюйм.

Однако после ряда испытаний был создан и испытан поршневой насос очень простой конструкции (рис. 2 и 3), оказавшийся подходящим.

Данные этого насоса при работе на эфире таковы: насос работает без утечек при 100 фунтах на 1 кв. дюйм и даже при больших давлениях, при скорости 40 ходов в 1 с. При давлении 100 фунтов насос, показанный на фотографиях, потребляет $^1/_{30}$ л. с., причем основные детали занимают объем всего в $^4/_{10}$ куб. дюйма и весят (при использовании алюминиевых трубок) лишь 10 г.

Это дает удельный вес 0,71 фунтов на 1 л. с., что очень близко к трети удельного веса мотора «Либерти».

Сейчас проводятся испытания с двумя такими насосами (рис.4), которые подают эфир и жидкий кислород в камеру сгорания, снабженную соплом, наружный кожух которого (*c*) можно видеть на фотографии.

4. Примерный план дальнейшей работы

Прежде чем конструировать окончательную модель, необходимо завершить испытания с целью получения надлежащего смешения и сгорания жидкостей. Необходимо также создать небольшое и простое устройство, которое уже спроектировано, для привода двух насосов с использованием небольшой доли газов, образующихся в камере сгорания[3].

ДОКЛАД СОВЕТУ ПОПЕЧИТЕЛЕЙ УНИВЕРСИТЕТА КЛАРКА О ПРИНЦИПАХ И ВОЗМОЖНОСТЯХ РАКЕТЫ, РАЗРАБОТАННОЙ Р. ГОДДАРДОМ[1]

Вустер, 1 августа 1923 г.

Цель настоящего доклада состоит в том, чтобы объяснить принципы ракеты, разработанной автором, а также рассказать о предложениях и экспериментах, осуществленных к настоящему времени, результаты которых во многих случаях еще не были опубликованы.

1. Принцип ракеты

Ракета, которую разработал автор и первое опубликованное описание которой дано в патентах США № 1 102 653 (7 июля 1914 г.) и № 1 103 503 (14 июля 1914 г.) под названием «Ракетный аппарат», состоит в основном из сопла с камерой сгорания, обеспечивающих высокую термодинамическую эффективность, ряда ракет меньшего размера для поддержания в течение всего времени большого отношения ракетного топлива к общей массе и, как указано в патенте № 1 103 503, «устройства для последовательной подачи порций» горючего материала в камеру сгорания, с тем чтобы ракетное топливо можно было поместить в емкость малого веса. Следует, в частности, иметь в виду, что последовательные порции могут быть жидким окислителем и жидким горючим, а также твердым взрывчатым веществом. Действительно, в патенте № 1 103 503 описан вариант аппарата, «в котором сгорание происходит непрерывно», с использованием закиси азота и бензина, подаваемых насосами в камеру сгорания, снабженную соплом.

2. Основные даты разработки

Автор интересуется возможностью проведения исследований на больших высотах и проводит экспериментальные и теоретические изыскания в этом направлении с 19 октября 1899 г.

В 1907 г. была подготовлена и передана для опубликования статья, в которой предлагалось использовать тепло, выделяемое радиоактивными материалами, для обеспечения истечения веществ с большой скоростью и создания реактивной тяги, достаточной для передвижения в межпланетном пространстве [2]. У автора имеется рукопись этой статьи вместе с письмами, сопровождаю-

щими возврат ее из редакций журналов «Scientific American», «Popular Science» и от г-на В. В. Пейна, тогдашнего редактора журнала «Popular Astronomy».

Идея использования ракеты, работающей на водороде и кислороде, состоящей из нескольких ступеней, возникла в 1909 г., а соответствующая теория была разработана в удовлетворительном виде в 1912—1913 гг., причем расчеты выполнены как для водорода и кислорода, так и для бездымного пороха. Использование водорода и кислорода было предложено в публикации Смитсонианского института 1919 г. [3], где было указано также, что это обеспечивает ряд очевидных преимуществ.

Следует также упомянуть, что в конфиденциальном отчете о дальнейших разработках в области межпланетных исследований, который был направлен в Смитсонианский институт в марте 1920 г. [4], речь шла главным образом об использовании водорода и кислорода.

Ради справедливости следует сказать, что целью автора являлось получение экспериментальных результатов, а не представление каких-либо размышлений, которые, как следовало ожидать, не нашли бы поддержки. По этой причине, даже несмотря на то, что использование водорода и кислорода обеспечивало крайне интересные потенциальные возможности, предполагалось, что реальные результаты можно получить скорее, если «последовательные порции», о которых идет речь в первоначальном патенте, будут состоять из твердого взрывчатого материала. По этой же причине сразу после опубликования статьи в смитсонианском сборнике в 1919 г. был сделан упор на использование ракеты для исследования атмосферы и вышеупомянутый доклад о более сенсационных возможностях не был опубликован.

В июне 1921 г. от совета попечителей Университета Кларка была получена субсидия и началась работа над ракетой, в которой использовался жидкий кислород и эфир. Дополнительная субсидия для той же работы была выделена в июне 1922 г. Отчеты об этом исследовании были представлены совету попечителей Университета Кларка 1 апреля 1922 г. и 21 марта 1923 г., помимо настоящего доклада от 1 августа 1923 г.

3. Другие принципы, положенные в основу разработки ракеты

А. *Уменьшение начальной массы за счет старта с большого возвышения*

В смитсонианской статье расчеты начальной массы ракеты выполнены для запуска не только с уровня моря, но также и с высоты 15 000 футов, т. е. с гор. Предполагалось также, что при использовании воздушных шаров запуск может быть осуществлен с еще большей высоты.

B. *Скорость подъема как функция высоты*

Для обеспечения минимальной начальной массы ракеты, как объясняется в смитсонианской статье, скорость должна иметь «некоторую определенную величину в каждой точке подъема». Способы управления скоростью подъема описаны в патенте США № 1 191 299 от 18 июля 1916 г. под названием «Ракетный аппарат».

C. *Вращение ракеты для поддержания заданного направления*

Вращение ракеты относительно продольной оси для устранения воздушного сопротивления, связанного с применением лопастей или стабилизаторов, при отсутствии вращения приборов или другой аппаратуры благодаря использованию гироскопов, рассматривается в патенте США № 1 102 653.

D. *Автоматическое управление ракетой в пространстве*

Автором было предложено, в частности в журнале «Scientific American» от 26 февраля 1921 г., чтобы управление курсом ракеты осуществлялось автоматически с помощью селеновых или других светочувствительных элементов, чувствительность которых, между прочим, при низких температурах повышается, за счет чего обеспечивалась бы автоматическая корректировка полета по направлению к яркому телу.

Далее, в докладе, представленном Смитсонианскому институту в марте 1920 г., предлагалось, что в общем случае переменными являются направление действия и величина равнодействующей гравитационных сил и направление и величина различных источников излучения — таких, как Солнце, Луна и звезды. Все эти переменные величины будут являться функциями времени полета. Если начальная скорость и направление движения аппарата известны, то величина и направление силы тяжести могут быть определены для любого момента времени и можно использовать корректирующее устройство, действие которого будет зависеть от разности между расчетным и фактическим значениями указанных выше переменных в каждый данный момент времени при сохранении положения осей начала отсчета с помощью гироскопов. Было также предложено, чтобы боковые реактивные двигатели «включались автоматически в зависимости от рассогласования между действительными и расчетными значениями выбранных переменных».

E. *Возможные области применения ракеты с записывающими устройствами за пределами земной атмосферы*

В докладе Смитсонианскому институту (март 1920 г.) был рассмотрен вопрос о посылке аппарата, управляемого автоматически, как описано в разделе D. Весьма вероятно, что подобное устрой-

ство даст интересные результаты, если оно будет направлено вокруг Луны или другой планеты, произведет автоматическую фотосъемку вблизи ее поверхности и возвратится на Землю, будучи заторможенным перед посадкой с помощью реактивной струи, а также за счет сопротивления воздуха с соответствующим предохранением от расплавления; при этом должны использоваться специальные средства для обнаружения аппарата во время падения, предложенные в докладе в марте 1920 г. Реализация такого плана естественно позволила бы использовать значительно более легкую ракету, чем ракета с оператором.

F. *Проведение исследований с оператором*

В докладе институту в марте 1920 г. была также рассмотрена возможность посылки оператора. Было рассчитано, что если аппарат запустить с Земли, посадить на Луну без удара (с торможением движения ракетой, т. е. реактивной струей), а затем возвратить его на Землю также без удара, то требуемая начальная масса, хотя и не противоречит здравому смыслу, но все же весьма велика. Если для посадки и повторного взлета вместо Луны выбрать другую планету, то масса, разумеется, будет значительно больше. В связи с этим рассмотрены два важных момента.

А. Наиболее экономичным с точки зрения массы ракеты был бы запуск аппарата на поверхность Луны вместе с устройствами для получения водорода и кислорода из воды, находящейся на Луне в свободном виде или в виде химического соединения. С этой целью может быть использована энергия Солнца или, возможно, но маловероятно, вулканическая энергия. Газы, полученные электролизом или диссоциацией, могут быть легко разделены и сжижены охлаждением, если аппарат расположить в тени, в кратере, поблизости от северного или южного полюсов Луны, где по желанию можно использовать прямые солнечные лучи, или если поместить аппарат (при наличии надлежащей тепловой защиты) в кратер, который согласно имеющимся данным, выделяет пар. Вода на Луне, несомненно, существует. Возможно, она находится там в виде соединений, если принять во внимание вулканическую природу поверхности и тот факт, что многие породы при охлаждении впитывают в себя воду. Следовательно, можно предположить наличие такого влагосодержащего материала в кратере, особенно там, где он не подвержен прямому воздействию солнечных лучей.

Более того, Пикеринг в журнале «Monthly Weather Review» за февраль 1916 г. указывает на признаки наличия на Луне свободной воды или льда. Он объясняет изменения в некоторых кратерах, например в кратере Пико, вулканической активностью, в результате чего выделяется пар, который конденсируется в лед и выпадает в виде снега. Этот пар не выделяется до тех пор, пока Солнце не нагревает поверхность. Это указывает на то, что поверхность Луны в период лунной ночи замерзает. С поверхности Луны,

согласно наблюдениям, поднимались облака пара, образующие легкую дымку, и было зарегистрировано, что гребни горы Тенерифф «окутаны от края до края паром». Пикеринг рассчитал, что плотность атмосферы Луны составляет $^1/_{150}$ плотности земной атмосферы.

Кроме того, возможно, что на лунной поверхности можно получать легкие металлы или сплавы. Надлежащая защита аппарата против метеоритов может быть обеспечена при помощи покрытия его важных частей породой.

Существенными соображениями в этой связи являются следующие.

1. Используя Луну в качестве места второго старта, можно значительно уменьшить начальную массу топлива, так как, если масса запускается с Земли за один или несколько раз, то энергия, необходимая для вывода данной массы из системы Земля — Луна с учетом гравитации и сопротивления воздуха, значительно больше энергии (и, следовательно, начальной массы), требуемой в случае, если бы бóльшая часть используемого топлива была приготовлена и хранилась на Луне, характеризующейся малой гравитацией и практически отсутствием сопротивления воздуха.

2. Преобладающую часть веса аппарата составляет вес ракетного топлива.

В. Другим весьма важным соображением, также отмеченным в отчете институту в марте 1920 г., является сокращение времени перелета к планете. Так, например, наименьшие расстояния от Земли до Марса и до Венеры составляют соответственно 35 000 000 и 26 000 000 миль. Если средняя скорость аппарата при полете на Марс составляет 3000 фут/с, то время перелета составит 102,2 недели, или почти 2 года; тогда как при средней скорости полета 7 миль/с время перелета составит 7,13 недели; для 15 миль/с при максимальной скорости 30 миль/с время составит 3,22 недели.

Исходя из вышеизложенного следует: чтобы длительность перелета находилась в разумных пределах, скорость движения в середине пути должна составлять 15—30 миль/с. Но такая скорость значительно выше достижимой для приемлемого начального количества топлива, так как независимо от того, насколько мало ускорение, достижение указанной скорости соответствует затрате определенного количества энергии, которое не зависит от того, медленно или быстро возрастает скорость. Однако потребное ускорение, даже для этих больших скоростей, мало и составляет соответственно 0,036 и 0,155 фут/с^2. Если в пути воспользоваться солнечной энергией для получения значительной доли энергии, необходимой для создания тяги, то потребная масса может быть значительно уменьшена по сравнению с массой, необходимой для случая, когда солнечная энергия не используется. Это объясняется более подробно в вышеупомянутом отчете.

4. Монография Германа Оберта

Автор получил письмо от Германа Оберта, датированное 3 мая 1922 г., в котором говорилось, что он работает над проблемой «прохождения через атмосферу нашей Земли» в течение многих лет и узнал из газет, что мной уже проделана определенная работа в этой области, и он хотел бы, чтобы я послал ему свои книги на эту тему. Ему был послан «Сборник трудов Смитсонианского института», т. 71, № 2 (1919 г.) [3].

19 июля 1923 г. я получил его работу под названием «Ракета в межпланетное пространство» (изд. Р. Ольденбург, Мюнхен — Берлин, 1923).

Оберт утверждает (с. 92 [510] [5]), что может доказать с помощью свидетелей, что начало его работы относится к 1907 г., а его первый законченный проект был выполнен в 1909 г. и предусматривал ракету, которая должна была работать на сыром пироксилиновом порохе.

На тот случай, если когда-либо возникнет вопрос о приоритете, я хочу обратить внимание на даты в разделе 2 этого доклада, в особенности на идею о применении водорода и кислорода в многоступенчатой ракете (1909 г.), и на тот факт, что Оберт (с. 510) сообщает,что он разработал первый проект водородно-кислородной ракеты в 1912 г. и рассчитал модель, в которой газы выбрасываются из нижней части ракеты, а нижняя ракета работает на спирте.

Я не считаю правильным его утверждение (с. 91 [509]), что «принцип Годдарда» не имеет перспектив для практических разработок, которые Оберт излагает в части III своей работы, так как основные предложения Оберта охватывают в равной степени принципы, выдвинутые мною и упомянутые в разделе 1 настоящего доклада, включая предложение о том, что жидкое горючее и окислитель следует подавать так, чтобы обеспечить создание непрерывной тяги. Более того, Оберт не предлагает использовать солнечную энергию на Луне или планете для получения материалов или в процессе полета для сокращения времени перелета. Он предлагает использовать солнечную энергию лишь для нагрева внутреннего пространства ракеты, для обеспечения медленного испарения в трубах, для процесса очистки воздуха и для отражения тепла на Землю зеркалами диаметром от 10 до 100 км для промышленных или военных целей.

Короче говоря, вопросы, на которые Оберт обращает внимание, и решение которых предложены мной в ранее опубликованных трудах [6], следующие [см. табл. на с. 190].

Ниже изложены вопросы, на которые Оберт обращает внимание и которые рассматривались мной в более ранних, но неопубликованных сообщениях, причем большинство соответствующих предложений было основано на результатах фактических испытаний.

Предложение	Страница книги Оберта	Более ранняя публикация	Дата
Использование сопла	Иллюстрация 59[с. 508] и др.	Патент США 1 102 653	7 июля 1914 г.
Многоступенчатые ракеты	Иллюстрация 59[с. 508] и др.	Патент США 1 102 653	7 июля 1914 г.
Подача насосом жидкого топлива	Иллюстрация 59[с. 508] и др.	Патент США 1 103 503	14 июля 1914 г.
Общая форма вторичных ракет в большой ракете	Рис. 53, с. 80[498]	Смитсонианский сборник работ, vol. 71, № 2	1919 г.
Использование воздушных шаров для обеспечения начального подъема	С. 42[459]	Смитсонианский сборник работ, vol. 71, № 2	1919 г.
Управление по курсу в пространстве	С. 83[499]	Журнал «Scientific American»	26 февр. 1921 г.

A. *Жидкие топлива*

Оберт предлагает использовать спирт, воду и жидкий водород в качестве ракетных топлив и жидкий кислород в качестве окислителя.

Первые испытания были осуществлены мной осенью 1921 г. (описаны в отчете совету попечителей Университета Кларка от 1 августа 1923 г.) и дали неудовлетворительные результаты из-за большой теплоемкости аппарата. Последующие испытания (отчет совету попечителей Университета Кларка от 1 апреля 1922 г.) были успешными, они показали, что жидкий эфир и жидкий кислород обеспечивают поддающееся контролю горение и получение тяги.

B. *Насосы*

Оберт предлагает насосы с неподвижными стенками, в которых происходят взрывы, и говорит (с. 65 [482]), что поршневые насосы неприменимы. Испытания, проведенные автором, доказали (отчет совету попечителей Университета Кларка от 1 августа 1923 г.), что жидкий кислород можно подавать насосом под давлением, по крайней мере, 125 фунтов на 1 кв. дюйм. Эти испытания продолжаются. Наиболее удовлетворительными по состоянию на 19 июля 1923 г. были насосы, испытанные 5 июля 1923 г. Это — поршневые насосы.

C. *Отверстия в головке камеры для подачи топлива*

Оберт предлагает делать тонкие отверстия в медной головке камеры сгорания (с. 24 [440]). До настоящего времени я проводил испытания с использованием одного отверстия для

каждой жидкости, применяя на входе в камеру центробежные завихрители для распыления жидкости (за исключением воды, используемой в одном из проектов для охлаждения, для которой было сделано несколько отверстий). Следует предположить, что создание струи при распыле жидкости подачей через очень тонкие отверстия может привести к значительному увеличению сопротивления потока, когда материал, в котором сделаны отверстия, будет нагреваться настолько, что часть расходуемой жидкости начнет испаряться.

D. *Пропорция горючего и кислорода*

Оберт предлагает (с. 27 [443]) водородно-кислородную ракету, в которой водород находится в избытке, тогда как для спиртовой ракеты указывается отношение (с. 49 [463]), практически соответствующее полному сгоранию. В испытаниях, проведенных мной, сначала предполагалось использовать в избытке горючее (эфир), емкость бака для эфира составляла 3,35 емкости бака для кислорода (отчеты совету попечителей Университета Кларка за 1922 и 1923 гг.). Позже это намерение изменилось. Для предотвращения сильного наружного пламени и создания более компактной модели было решено использовать смеси с избытком жидкого кислорода, обладающего значительно большей плотностью (отчеты совету попечителей Университета Кларка за 1923 г.).

E. *Охлаждение камеры и сопла*

Оберт предлагает (с. 53, 54 [469, 470]) использовать потоки холодной жидкости или пара внутри камеры вблизи ее стенок и полости с жидкостью вокруг сопла. В аппаратах, сконструированных мной до настоящего времени, использовалась головка камеры, через которую по периферии вводилась холодная вода (отчет совету попечителей Университета Кларка от 1 августа 1923 г.), и камера, в которую жидкий кислород поступал через нижнюю часть наружной рубашки, окружающей камеру и сопло, причем кислород переливался через верх камеры (открытой) и затем направлялся вниз вдоль внутренней стенки, а эфир вводился вдоль оси так, чтобы обеспечить распыление (отчеты совету попечителей Университета Кларка от 21 марта и 1 августа 1923 г.). Последняя конструкция была использована в качестве камеры для испытания насосов, но с применением эфира и кислорода была опробована только в предварительном испытании 9 марта 1923 г.

F. *Использование противодавления в баках для упрощения насосной подачи*

В упрощенной модели Оберт предлагает использовать противодавление в баках для подачи жидкостей в камеру сгорания (с. 68 [483]). Я пытался осуществить это, используя для создания давления ис-

паренный кислород. В экспериментах (отчет совету попечителей Университета Кларка от 1 апреля 1922 г.) для регулирования давления как в кислородном баке, так и в баке с эфиром использовался углекислый газ, поступавший из баллона. Однако от такого способа пришлось отказаться из-за того, что было трудно поддерживать постоянное соотношение жидкостей; было решено использовать насосы в качестве лучшего, хотя и не самого простого средства. Между прочим, делались попытки использовать жидкий эфир с газообразным кислородом (Оберт, с. 24 [440]), однако ввиду практической затруднительности быстрого получения последнего эти попытки прекращены. Испытание показало, что даже теплый поток паров быстро испаряющейся жидкости может содержать неиспарившиеся капли (отчет совету попечителей Университета Кларка от 1 августа 1923 г.).

G. *Посадка аппарата на воду*

Оберт предлагает (с. 79 [496]), чтобы посадка аппарата производилась с падением его в воду (океан). В этой связи следует отметить, что мною с осени 1921 г. планировалось проведение полевых испытаний, при которых ракета должна была падать в водоем, находящийся поблизости от поместья директора Вустерской школы (штат Массачусетс).

H. *Секционная головка*

Оберт предлагает (с. 51 [467]) головную часть ракеты, раскрывающуюся в верхней точке полета. В модели, построенной мной в 1918 г. (отчет от 17 декабря 1918 г. Смитсонианскому институту), головная часть была выполнена из трех секций, соединенных шарнирно и удерживаемых в требуемом положении пружинами.

I. *Использование натрия*

Оберт предлагает натрий в качестве конструкционного материала (с. 87 [505]). В испытаниях, осуществленных мною 5 мая 1923 г. с целью определения характеристик материалов при низких температурах, было установлено, что натрий при температуре жидкого кислорода обладает прочностью не выше прочности свинца при нормальной температуре, и автор предложил тогда использовать литий, обладающий наименьшим из всех металлов удельным весом (Li — 0,534; K — 0,870; Na— 0,971; Mg — 1,74), или сплав легких металлов.

ПРИЛОЖЕНИЕ К ДОКЛАДУ СОВЕТУ ПОПЕЧИТЕЛЕЙ УНИВЕРСИТЕТА КЛАРКА О РАБОТАХ, ПРОВЕДЕННЫХ С ИЮЛЯ 1921 ПО АВГУСТ 1923 Г.[1]

Вустер, 1 августа 1923 г.

ВВЕДЕНИЕ

Рассматриваемые здесь работы охватывают вопросы, связанные с проведением экспериментов и изготовлением аппаратуры в период с июля 1921 г. по август 1923 г., которые не были включены в отчеты попечителям университета от 1 апреля 1922 и от 21 марта 1923 г.[2]

1. Предварительные испытания для получения тяги при постоянном давлении

В июле и августе 1921 г. были сделаны попытки вместо последовательно используемых зарядов твердого взрывчатого вещества применить постоянное давление в устройствах, которые были бы достаточно простыми, чтобы рекомендовать их для создания модели, иллюстрирующей общий принцип так называемой «многозарядной» ракеты.

Первые исследования были проведены с использованием стержней из твердого бездымного пороха, состоящего из 40% нитроглицерина и 60% нитроцеллюлозы, сжигаемых в камере, состоящей из соединительной трубной муфты диаметром 2 дюйма [3] со вставленным в верхнюю крышку вентилем и окном для наблюдения горения. Для получения высоких давлений использовалась трубка с пороховым стержнем диаметром $^1/_2$ дюйма, причем сечение отверстия могло регулироваться с помощью специального винта [3].

Многими экспериментами было установлено, что горение нитроглицеринового пороха при умеренных давлениях может быть двух видов: медленное, с образованием большого количества несгоревшего газа, и очень быстрое, сопровождающееся полным сгоранием и быстрым повышением давления. Горение первого вида стремится к переходу в горение второго вида, и поэтому данный метод, по-видимому, не является простым способом для подтверждения теории.

2. Первые испытания с жидким кислородом и с жидким горючим

На рис. 1—5 [4] показано оборудование, использованное впервые в сентябре 1921 г. для исследования движущей силы, получаемой при применении эфира и жидкого кислорода. Испытания с этим оборудованием были неудовлетворительными из-за очень



Рис. 1

Рис. 2

высокой теплоемкости и слишком большого расхода жидкого кислорода. Тем не менее это оборудование целесообразно описать в данном отчете, так как оно представляет собой первую попытку использовать жидкости указанного типа для получения ракетной тяги.

На рис. 1 показано испытывавшееся устройство в снятом с установки виде. Оно состояло из двух сварных стальных бачков — одного для эфира, а другого, снабженного предохранительным клапаном на давление 250 фунтов на 1 кв. дюйм,— для жидкого кислорода. Бачки соединялись с камерой сгорания, снабженной соплом, с помощью трубок. Кроме того, имелась длинная вертикальная трубка, через которую можно было нагнетать углекислый газ для создания в бачках требуемого давления.

На рис. 2, *b* показаны камера и сопло в сборе, на рис. 2, *a* — разобранная камера, причем видны облицовочный вкладыш из алундума [5] с асбестом, а также облицовка верхней и нижней частей камеры из асбеста, скрепленного алундумным цементом. Обе жидкости вводились в камеру с помощью устройства, которое направляло их струи навстречу друг к другу почти под прямым углом [4]. На рис. 3 показаны два шариковых обратных клапана, предохраняющие баки в случае взрывного давления в камере.

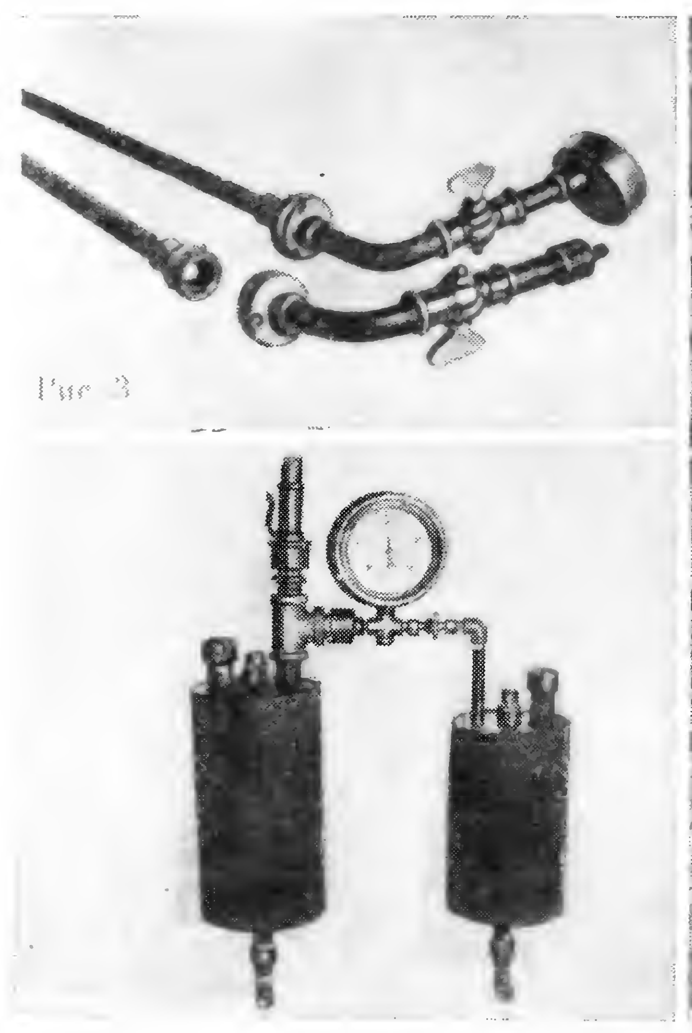


Рис. 4

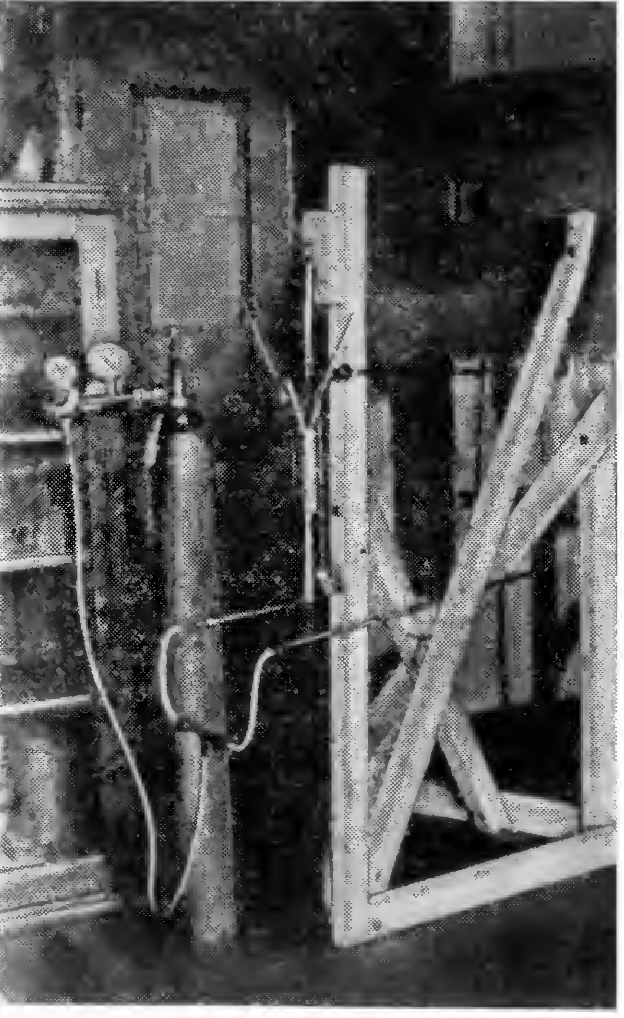


Рис. 5

На рис. 4 показаны два собранных бачка. Указание уровня жидкости в бачках обеспечивалось с помощью двух поплавков с вертикальными проволоками. Проволоки были видны в стеклянных трубках, установленных в осевых отверстиях сверху камер. Один поплавок был деревянным, а второй — алюминиевым, полым, чтобы мог плавать в эфире.

Устройство крепилось на раме (рис. 5) [4], причем камера была подвешена к пружинным весам, имеющим несколько грузов, чтобы любая подъемная сила, создаваемая тягой, могла быть измерена. Вентили для регулирования расходов жидкостей были снабжены длинными тонкими стержнями, обеспечивающими их точный контроль. В процессе работы наблюдение за манометром велось через отверстие с армированным стеклом в оправке из черного клена. Для удобства бачки устанавливались на раме раздельно, причем кислородный бачок и трубка подачи кислорода были покрыты слоем войлока толщиной 1 дюйм.

3. Испытания движущей силы при прерывистой подаче жидкостей

На рис. 6, *a* и 6, *b* [4] показано устройство, испытывавшееся в период с 22 февраля по 22 июля 1922 г. На рис. 6, *a* виден принцип его действия. Камера, к которой приварены две тонкостенные стальные трубки, имеет сверху стержень, свободно скользя-

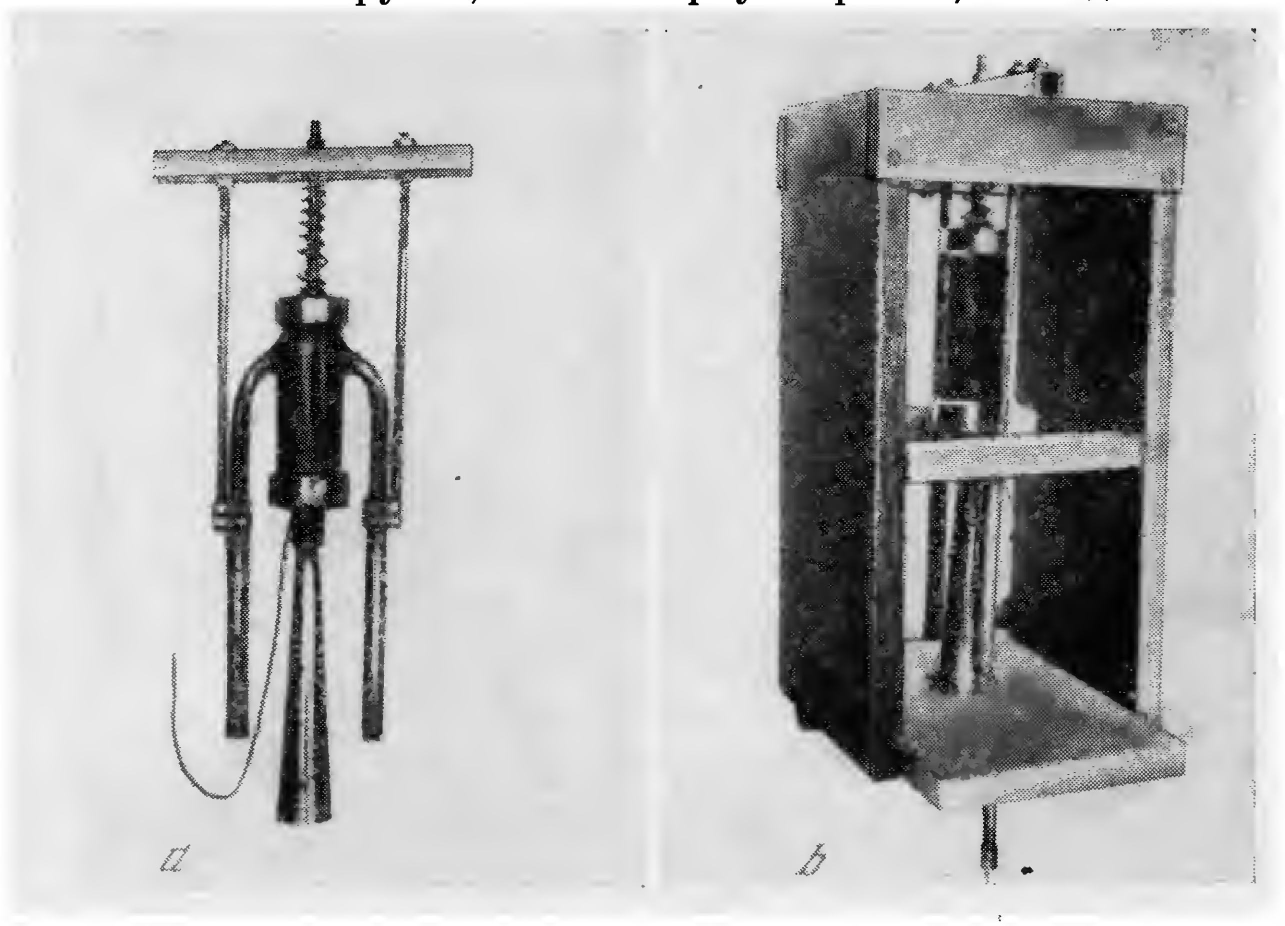


Рис. 6

щий в горизонтальной перекладине. Две тонкостенные стальные трубки большего диаметра жестко удерживаются стержнями, связанными с перекладиной, причем эти две трубки имеют скользящую посадку на трубках, приваренных к камере. Обе пары трубок имеют у своих нижних концов конические клапаны. При смещении камеры вверх жидкости входят в каждую трубку большего диаметра; при движении камеры вниз они одновременно выдавливаются в камеру сгорания. У верхних концов трубок большего диаметра имеются уплотнения, в которых скользят трубки меньшего диаметра. При возникновении в камере давления реакция от истекающих газов толкает ее вверх; при последующем перемещении камеры вниз другая порция жидкостей подается в камеру, создавая новую реакцию.

На рис. 6, *b* устройство показано в деревянном ящике для испытаний; в нем устанавливался сосуд с эфиром и покрытый войлоком контейнер для кислорода. Воспламенение жидкостей производилось от проволоки, нагреваемой электротоком, а накачка жидкостей начиналась оттягиванием камеры вверх с помощью длинной проволоки, протянутой над паровым котлом [6], который служил опорой для всего устройства. Зеркало, закрепленное на раме, позволяло наблюдать за всем процессом из точки, расположенной позади этого парового котла.

4. Испытания с газообразным кислородом и жидким эфиром

В докладе совету попечителей Университета Кларка от 1 апреля 1922 г. упоминался простой способ подачи жидкостей в камеру сгорания, который не требовал использования насосов. Устройство предусматривало испарение кислорода в кислородном баке или контейнере в количестве, достаточном для создания давления в этом баке, а также и в баке с эфиром, и для вытеснения за счет этого жидкостей в камеру сгорания.

В качестве варианта решения планировалось также использовать выделяемую камерой сгорания теплоту для испарения жидкого кислорода, после чего вводить получаемый газообразный кислород в камеру сгорания.

На рис. 7 [4] показана аппаратура для исследования горения с использованием газообразного кислорода и жидкого эфира. Она состоит из сварного стального бака для эфира (с маленьким поплавком на поверхности жидкости для перекрытия отверстия в дне резервуара, когда уровень жидкости достигал дна), причем между этим резервуаром и камерой сгорания также был поставлен обратный клапан. Кислородная трубка также была снабжена обратным клапаном, передача давления в бак с эфиром обеспечивалась через медную трубку малого диаметра. Кислород подавался из бака высокого давления через трубку, короткий отрезок которой (*4*) показан на рис. 7. Сверху эфирного бака, а также в

крайней левой части системы кислородного трубопровода можно видеть две трубки *5* диаметром 1 дюйм, плотно привинченные к тонким медным диафрагмам, которые могут разрываться в случае очень высокого давления. Силу реакции можно было определять при помощи стрелки *6*, отклонение которой показывало в укрупненном виде смещение камеры относительно двух крюков щитка, на котором было закреплено устройство.

Испытания с использованием данного устройства были прекращены после 25 мая 1922 г., и вместо них начались испытания с использованием насосов ввиду того, что соотношение расходов кислорода и эфира было неопределенным. Проведенные испытания, в процессе которых через змеевик из медной трубки диаметром $^1/_4$ дюйма и через отверстие диаметром 4,9 мм^2 было подано 2,60 куб. дюймов жидкого кислорода (с подогревом змеевика паяльной лампой), показали, что испаряется не весь кислород, даже если вытекающий газ был теплым, поскольку в потоке этого газа оставались мельчайшие капельки жидкости. Это проявлялось еще более наглядно, когда пламя пропускалось непосредственно сквозь змеевик.

5. Соотношение горючего и кислорода

Сначала предполагалось использовать эфир с избытком, достаточным для поддержания в камере сгорания умеренной температуры. Эфирный бачок имел объем 49 куб. дюймов, а кислородный бачок, выполненный из жести, покрытый войлоком и расположенный внутри стального резервуара, имел емкость 14,6 куб. дюймов. На рис. 8 [6,7] показано испытывавшееся устройство с применением этих баков. Это были первые испытания, показавшие возможность измерять движущую силу при непрерывном горении. Давление на обе жидкости обеспечивалось из баллона с углекислым газом, расположенного позади парового котла. Кислородный бак и трубка, ведущая к камере, были покрыты толстым слоем войлока. Рычаг или стрелка [7], движущаяся вверх при перемещении камеры, использовалась для указания в увеличенном виде любого смещения камеры и для измерения подъемной силы. Воспламенение смеси компонентов в камере обеспечивалось электрической нитью накаливания, а наблюдение за процессом горения велось с помощью зеркала, закрепленного на раме. Выхлопные газы отводились в сторону через 3-дюймовую трубу [6].

В январе 1923 г., однако, было принято решение применить избыток кислорода для предотвращения сильного пламени за соплом, возникающего при избытке горючего. Это дало бы также дополнительное преимущество для демонстрационной ракеты, поскольку жидкий кислород обладает значительно большей плотностью, чем эфир, и, следовательно, сопротивление воздуха в этом случае соответственно меньше.

Следует также заметить, что при испытаниях, кроме эфира,

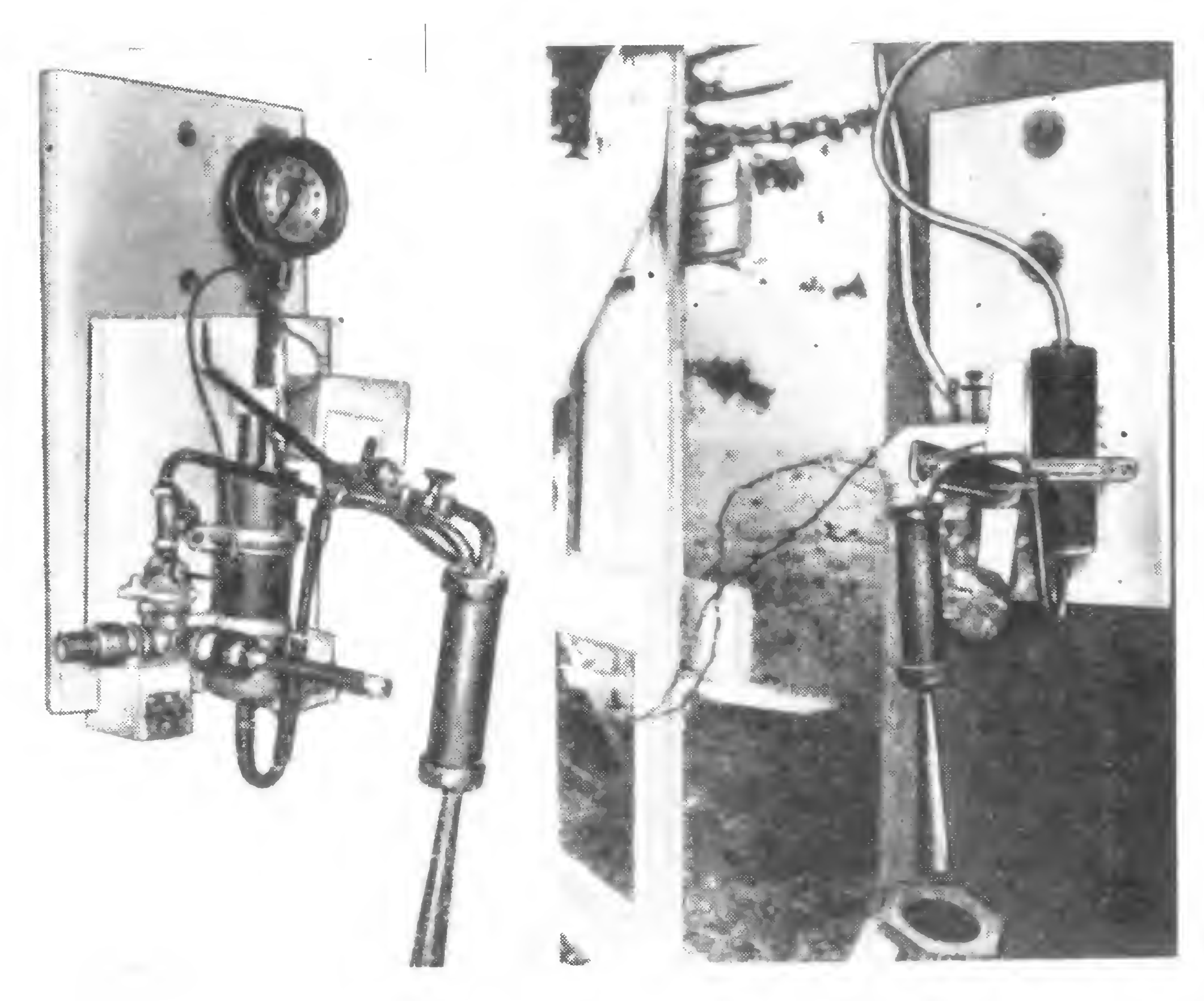


Рис. 7 Рис. 8

мог бы использоваться этиловый спирт, который в некоторых случаях может оказаться более подходящим. Нами, однако, этиловый спирт не применялся. С самого начала был выбран эфир, как обладающий более низкой температурой кипения и теплотой парообразования и, кроме того, имеющий более высокую теплотворную способность.

6. Способы охлаждения камеры сгорания

На рис. 9 показана первая установка для подачи жидкостей в камеру сгорания. О небольших насосах говорилось в отчете совету попечителей Университета Кларка от 21 марта 1923 г. [2], в котором описаны испытания с эфиром. Работа насосов производилась с помощью рычага, один конец которого был закреплен, а другой перемещался вверх и вниз с помощью небольшого колеса, имеющего привод от электромотора. Трубки, через которые жидкости подавались в камеру сгорания, подводились к верхней части камеры, и жидкости пропускались через две полые втулки из алундума, окруженные стальной трубкой.

Ранее, в декабре 1922 г., предполагалось использовать еще третий насос и впрыскивать воду через кольцо с небольшими

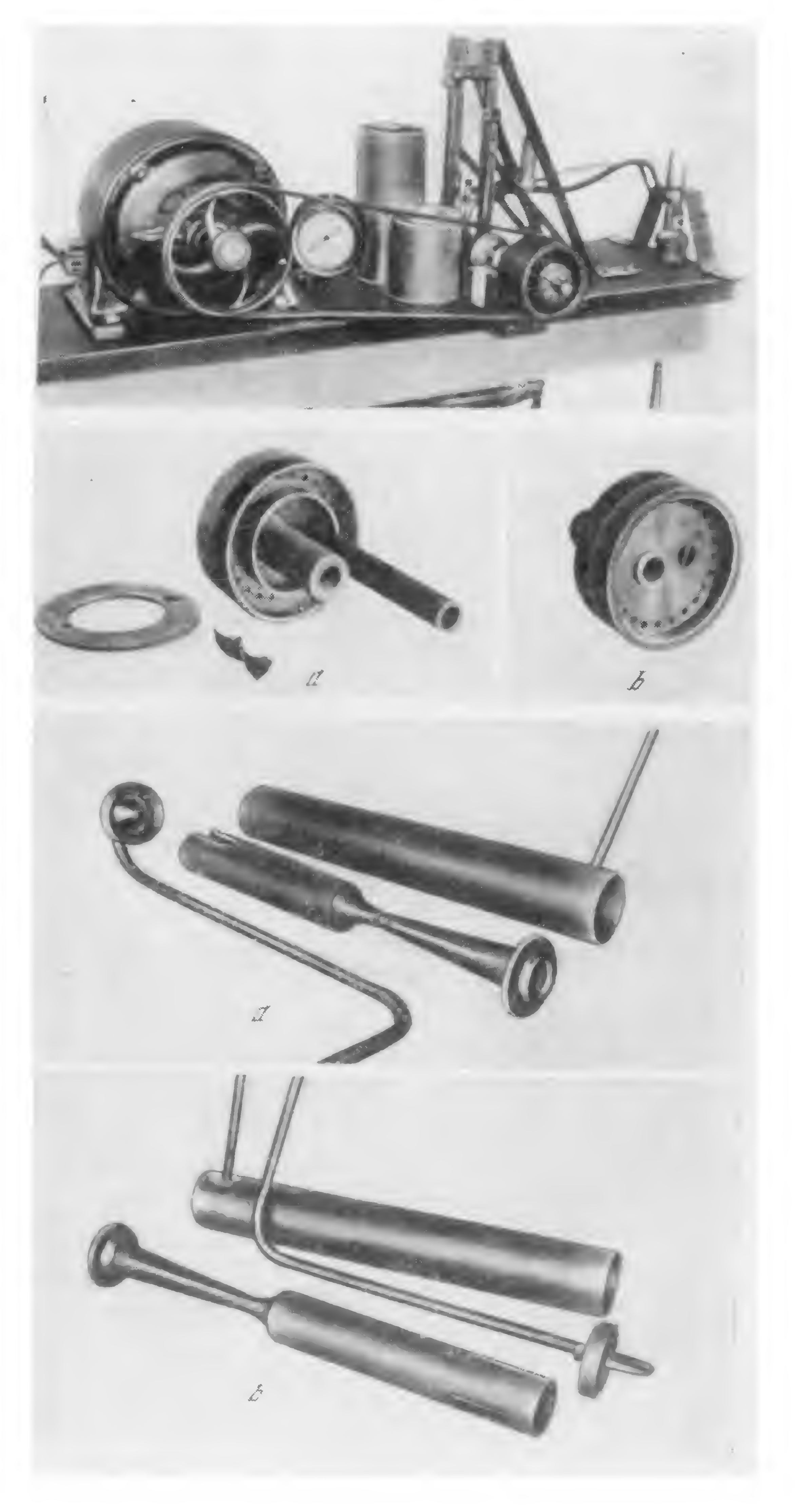


Рис. 9

Рис. 10

Рис. 11

отверстиями, расположенными вокруг верхнего края камеры (рис. 10, *a*), с тем, чтобы вода или пар проходили вдоль внутренней стенки камеры и защищали ее от прямого воздействия пламени. На рис. 10, *a*, и *b* показано наружное кольцевое пространство, в которое вода должна была поступать через два отверстия в крышке и небольшие отверстия для впуска воды, а также скрученная стальная полоса, помещенная внутри входной трубы с тем, чтобы завихрить поток жидкости на входе в камеру и таким образом способствовать ее распылению.

В окончательном виде устройство имело кожух поверх камеры и сопла (рис. 11, *a* и *b*) [8]. При этом жидкий кислород подавался насосом в нижнюю часть полости между кожухом и камерой с соплом, проходил вверх и через верхний край камеры, сохраняя плавность потока за счет изогнутости верхней крышки, попадал внутрь и шел вдоль внутренней стенки камеры. Эфир вводился по оси камеры через отверстие, так что непосредственное соприкосновение пламени со стенкой камеры было минимальным.

Данная камера была использована для испытания насосов, но без применения эфира и кислорода, за исключением предварительного испытания, осуществленного 9 марта 1923 г. [9]

7. Насосы

Важное практическое значение насосов для поддержания постоянного соотношения жидкостей уже отмечалось. Были испытаны насосы нескольких типов для жидкого кислорода. Лучшие результаты были получены 5 июля и особенно 28 июля 1923 г. с насосом, который представляет собой модификацию описанного в отчете совету попечителей Университета Кларка от 21 марта 1923 г. Эти эксперименты показали, что жидкий кислород может подаваться насосом вполне надежно до давления 125 фунтов на 1 кв. дюйм.

8. Общие соображения

Нами рассматривался такой метод подачи топлива, при котором насосы приводились в действие за счет отвода части газов высокого давления из камеры сгорания к небольшому двигателю. Использование одной или нескольких турбин, вращающихся струей газа, является не особенно перспективным, поскольку для высокой эффективности турбины необходимо, чтобы она работала на высоких скоростях, а это в свою очередь потребует создания зубчатой передачи [10]. Проектировалось также устройство для регулирования расхода газа, состоящее из поршня в трубе, удерживаемого в нормальном положении пружиной. В феврале 1923 г. было создано приспособление (рис. 12) для испытания двух видов комбинированных жидкостей, состоящих из смеси горючего и окислителя [11], но пока еще оно не испытано.

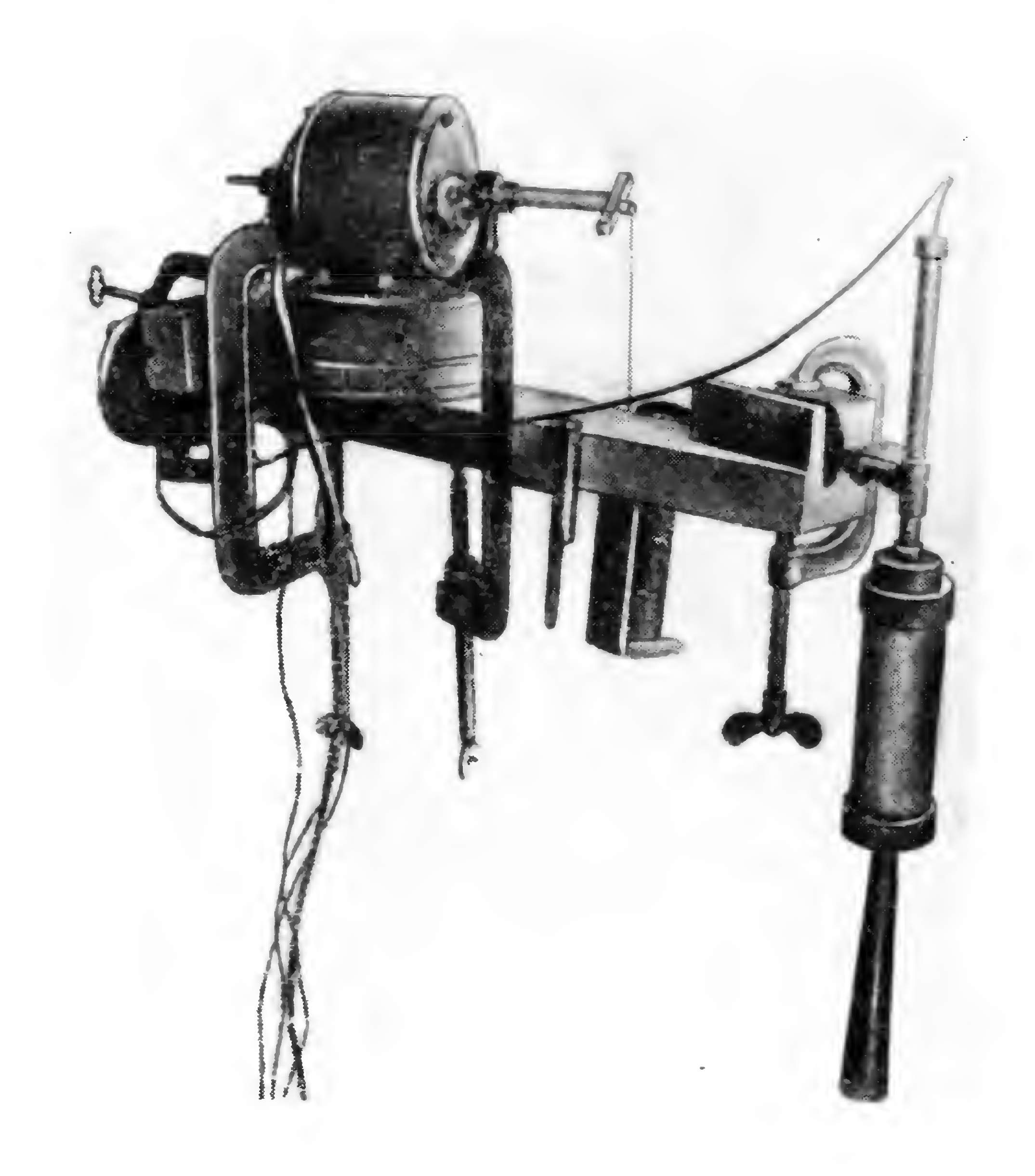


Рис. 12

9. Применение легких материалов

5 мая 1923 г. в ходе испытаний материалов при температуре жидкого кислорода было установлено, что натрий при этом имеет почти такую же прочность, как свинец при обычной температуре, а также сделано заключение, что предпочтительнее более прочный и очень легкий литий или, возможно, другой сплав легких металлов. Между прочим, результаты испытания 7 июня 1923 г. показали, что холоднокатаный алюминий в жидком кислороде выдержал такое же количество изгибов до разрушения, как и на воздухе при обычной температуре. Однако в жидком кислороде он становился несколько более жестким.

ДОПОЛНИТЕЛЬНЫЙ ОТЧЕТ О ПОСЛЕДНИХ РАЗРАБОТКАХ [1]

Вустер, март 1924 г.

По-видимому, имеет смысл представить краткий письменный отчет о проведенных до настоящего времени работах в области ракетного метода исследований на больших высотах. Этот отчет следует рассматривать как дополнение к мартовскому докладу 1920 г., в котором также рассматривались эти вопросы.

1. Характеристики и соотношения компонентов ракетного топлива

А. *Водород и кислород* [2]

Для обеспечения наименьшего начального веса следует использовать водород и кислород при избытке водорода [3], который должен действовать как разбавитель для предотвращения создания в камере слишком высокой температуры, подобно использованию избыточного количества эфира с жидким кислородом в испытаниях, описанных в докладе совету попечителей Университета Кларка от 1 апреля 1922 г. Водород и кислород должны находиться в баках, разделенных таким образом, чтобы кислород не затвердевал. Кроме того, для предотвращения отдачи тепла стенкой бака наружу как можно больше выпарившихся газов должно пропускаться через узкий кожух снаружи бака.

В. *Лучшие соотношения*

В случае использования непрерывного горения легко может быть достигнут термодинамический КПД, равный 95%, если только старт производится не в плотной части атмосферы. Следовательно, если результирующий КПД в процессе горения должен быть равным 50% (как было принято в работе «Метод достижения предельных высот» [4]), то это значит, что половину веса должен составлять водород и половину — водород и кислород в пропорции, обеспечивающей образование воды (1 : 8), тогда отношение общего веса водорода к общему весу кислорода будет равно 5 : 4,

а отношение объемов соответствующих жидкостей — 20 : 31 при средней плотности 0,12.

Следует заметить, что, хоть суммарная теплотворная способность смеси высока (1900 единиц [5]), получаемая температура нагрева будет сравнительно низкой, так как удельная теплоемкость газообразного водорода высокая (3,40), почти в 7 раз больше, чем пара. Следовательно, количество тепла, требуемое для нагрева водорода свыше 158° С, будет такое же, которое необходимо для испарения равного по весу количества воды при 100° С.

2. Устройство частей аппарата для достижения минимального веса

А. *Устройство баков*

Бак для жидкого водорода должен быть значительно больше вследствие низкой плотности жидкого водорода по сравнению с плотностью жидкого кислорода (соответственно 0,07 и 1,14). Поэтому водородный бак должен быть длинным и узким, а кислородный — располагаться вокруг него.

Далее, для максимальной практически возможной экономии веса креплений оба бака должны располагаться над верхней частью камеры или камер сгорания, причем между баками и камерой должен быть теплоизолирующий материал, а также пространство для входных трубопроводов.

Кроме того, глубина заполнения жидкостей в обоих баках должна быть такой, чтобы производить одинаковое давление на днища, а отношение высот уровня водорода и уровня кислорода должно составлять 16,3 : 1. При концентрическом расположении баков отношение двух радиусов кислородного бака для указанного условия будет 1,34 : 1.

Следует заметить, что если используется избыток водорода и старт производится с Земли, то нужно иметь прочно закрепленный конический газовый отражатель под аппаратом для отклонения пламени в сторону. Кроме того, сопло (или сопла) должно находиться в нижней части аппарата для предотвращения нагрева пламенем избыточного водорода, сгорающего в атмосфере.

Следует также заметить, что во время ускоренного движения аппарата при подъеме на днища обоих баков будет действовать значительное давление, уменьшающееся по направлению к верхней части баков, что позволяет использовать баки со стенками, толщина которых постепенно уменьшается по направлению к верху. Давление на днища обоих баков будет одинаковым.

Баки должны изготовляться не из хрупкого материала. Наилучшим материалом для стенки бака может считаться не смачиваемый жидкостью теплоизолятор, имеющий снаружи металлическое покрытие.

Для предотвращения повреждений от толчков вследствие неравномерного горения стенки баков, особенно вблизи днищ, должны быть по возможности упругими. Но это не обязательно, если режим горения устойчивый или интенсивность горения возрастает или уменьшается медленно. В низу каждого бака может быть расположена небольшая газовая камера с упругими стенками. Если горение неравномерное, то стенки камеры сгорания, а также и перегородка между камерой и баками над ней должны обладать определенной степенью упругости для компенсации мгновенного резкого возрастания подъемной силы, создаваемой некоторыми камерами сгорания.

В. *Вращение баков*

С целью поддержания устойчивости в полете баки перед стартом можно было бы приводить во вращение, что потребует установки внутри баков лопастей для закручивания жидкости. Вследствие этого вращения будет несколько повышаться давление на наружную стенку и на наружные части основания камеры.

Вращение кабины наблюдения и наружной оболочки аппарата должно предотвращаться с помощью гироскопов. Для наклонения продольной оси аппарата в любом желаемом направлении в тех случаях, когда она будет отклоняться от плоскости, перпендикулярной к плоскости действия боковых реактивных двигателей, в соответствии с обычными законами гироскопа, необходимо включать боковые реактивные двигатели, прикрепленные к наружному корпусу (который должен быть снабжен роликами во избежание трения о баки).

Сопротивление воздуха на наружной оболочке будет наибольшим по высоте между 25 000 и 45 000 футов и, в соответствии с расчетами в смитсонианском сборнике, составит в среднем 31,4 паундаля на 1 кв. дюйм, или 25 500 фунтов на поперечное сечение наружной оболочки диаметром 15 футов. Сопротивление могло бы быть уменьшено при запуске с высоты, большей 15 000 футов. Было бы целесообразнее сделать внутренние растяжки для крепления наружной обшивки к нижней части водородного бака вместо использования внутреннего давления для повышения жесткости стенок водородного бака... Кроме того, внутренняя рама крепления должна находиться внутри жидкого водорода и поэтому может быть изготовлена из богатого литием сплава, или, возможно, из чистого лития, прочность которого обеспечивалась бы низкой температурой.

С. *Размещение кабины наблюдения*

Несмотря на значительный вес (порядка 1200 фунтов) кабины наблюдения, это немного в сравнении с максимальной силой сопротивления воздуха. Поэтому кабина может быть установлена в головной части наружной оболочки и поддерживаться крепле-

нием, установленным вдоль водородного бака. Некоторой экономии веса крепления можно достичь за счет расположения кабины наблюдения не в головной части, а выполнив ее в форме кольца, окружающего кислородный бак, и прикрепив к перегородке между камерой сгорания и баками, где элементы конструкции прочнее.

D. *Вторичные ракеты*

Ввиду сравнительно небольшого веса [топлива]... желательно применить, если это практически возможно, для водорода и кислорода отдельные большие баки, а тогда для уменьшения испарения и облегчения крепления между баками, расположенными друг над другом, в колонне, должно быть большое пространство *. Если требуется использовать небольшие вторичные баки или ракеты, то их можно размещать внутри водородного бака. Может оказаться практически возможным, но не обязательно желательным, отделение (нижних) частей больших баков в момент прекращения ускорения **.

3. Наилучшая величина ускорения при подъеме

A. *Наиболее экономичное ускорение*

Ранее было принято, что максимальное ускорение во время подъема должно составлять 150 футов/с². Если с целью сокращения периода нахождения аппарата в области сильного земного

---

* На участке подъема со значительным ускорением никаких вторичных ракет не требуется при условии, что вес оболочки, баков и камер сгорания, которые остаются от начальной ракеты к моменту прекращения этого значительного ускорения, будет небольшим в сравнении с весом кабины наблюдения, вторичной ракеты и оставшегося ракетного топлива (~5000 фунтов). При наибольшем возможном облегчении конструкции вес металлических частей начальной большой ракеты должен составлять менее 1000 фунтов и, в случае необходимости, можно взять небольшой избыток ракетного топлива, который не вызовет существенного замедления, когда общая масса велика, но обеспечит компенсацию веса металлических частей начальной ракеты к концу участка траектории со значительным ускорением. Очевидно, что на участке траектории полета со значительным ускорением использовать вторичную ракету весом более 15 т (заправляемую при необходимости на старте или в процессе указанного подъема) не требуется.

** Практическая целесообразность запуска с высоты больше 3 миль с точки зрения уменьшения сопротивления воздуха подтверждается тем, что даже полностью заправленная вторичная ракета, достаточно большая для обеспечения безударной посадки на Луну и последующего взлета, вызовет менее чем на $^1/_5$ увеличение суммарной силы, прилагаемой к головной части, возникающей из-за действия сопротивления воздуха (25 500 фунтов) и веса кабины наблюдения (1200 фунтов). Целесообразнее было бы располагать материальную часть вторичной ракеты внутри водородного бака и производить запуск с возможно большей начальной высоты.

притяжения ускорение увеличить, то потребуется повысить прочность всех металлических частей, что существенно уменьшит запасы ракетного топлива. Таким образом, отношение веса к суммарной силе при указанной выше величине ускорения составляет всего 32 : 182 [7].

Большое ускорение потребовало бы также более значительной тяговой силы и, следовательно, больших размеров камер сгорания и насосной установки.

В. *Камера (камеры) сгорания*

Скорость расходования массы будет заметно меняться. Так, в случае, если начальная масса составляет 100 т, то в начале периода значительного ускорения (в течение которого масса уменьшается до половины начальной) скорость расходования составит 1920 фунт/с, а в конце этого периода будет лишь 96 фунт/с. В конце торможения, при посадке на поверхность Луны, расход составит 46,3 фунт/с, что соответствует скорости расходования в начале подъема с поверхности Луны [8].

Для обеспечения указанного изменения наиболее целесообразным является, по-видимому, использование одной большой камеры в центре основания с несколькими камерами вокруг. Использованные камеры могут быть либо отделены от ракеты, либо каждое отверстие в одном или более соплах может быть заглушено, и тогда внутреннее давление может поддерживаться равным давлению в соседних камерах. Следует заметить, что это было бы лучше, чем поддержание постоянной скорости расходования массы, так как ускорение будет увеличиваться за время подъема за счет этого с 150 до 3600 фут/с^2 ($120g$), и все части будут обладать значительными силами инерции. Например, кабина наблюдения весом 1200 фунтов испытывала бы направленную вниз силу в 60 т.

Отделение камер, возможно, будет производиться с неменьшей легкостью, чем отделение отработавших вторичных ракет.

4. Торможение атмосферой при возвращении

В докладе Смитсонианскому институту в марте 1920 г. было предположено, что ракетное топливо, возможно, не потребуется при возвращении, если аппарат будет пересекать атмосферу тангенциально.

Недавние выводы Линдемана и Добсона («Труды Королевского общества», т. 102А, 1922), основанные на результатах наблюдений за метеорами, показывают, что тело, входящее в атмосферу Земли по касательной со скоростью 7 миль/с, может быть успешно заторможено без чрезмерного нагрева. Если скорость ракеты при входе в атмосферу будет составлять 6 миль/с, то температура нагрева головной части аппарата будет ниже температуры плавления

железа (1500° С), а именно: 1400° С, а при скорости входа 7 миль/с она составит лишь 1700° С.

Не менее важно, что на высоте 150 км (93 мили) метеоры не обнаруживаются, так как энергия соударений молекул газа с метеором должна рассеиваться, главным образом, в виде энергии излучения и практически не остается энергии, обусловливающей нагрев поверхности твердых тел.

Плотность атмосферы на этой высоте по оценкам составляет $3 \cdot 10^{-9}$, а так как потеря энергии метеором должна быть сообщена газу в пространстве, через которое проходит метеор со своей скоростью, то сила торможения, приходящаяся на 1 кв. фут при скорости 6 миль/с, должна составлять 3,0 фунта, а мощность торможения — 176 л. с. на 1 кв. фут. Это будет означать, что для аппарата с диаметром поперечного сечения 15 футов сила торможения будет 537 фунтов и, следовательно, торможение тела весом 1200 фунтов будет 14,3 фут/с². В этом случае уменьшение скорости на 1 милю/с произошло бы за 6 мин 8 с, а расстояние, на котором производится торможение, составило бы 2030 миль.

Так как при скоростях выше 5 миль/с круговую орбиту относительно центра Земли сохранить не удастся, необходимо установить такие плоскости, которые обеспечат сообщение аппарату составляющую скорости, направленную вниз. Парашют (с высокой температурой плавления) обеспечит дальнейшее увеличение сопротивления. Плоскости способствовали бы направлению аппарата к месту посадки после достаточного уменьшения скорости, и тогда можно было бы также использовать парашют обычного типа.

Данное соображение имеет важное практическое значение в том отношении, что оно устраняет необходимость иметь ракетное топливо для уменьшения скорости при возвращении и, следовательно, обусловливает значительное уменьшение массы топлива, требуемого при старте.

5. Торможение от атмосферы во время подъема

Результаты исследований метеоров Линдеманом и Добсоном указывают на наличие на высоте 50 миль значительно большей плотности атмосферы, чем предполагалось до сих пор.

Однако в расчетах, выполненных в смитсонианском сборнике, приняты значительно более высокие значения плотности чем те, которые считались тогда вероятными. Эти значения плотности даже больше вычисленных Линдеманом и Добсоном, и для интервалов s_4, s_5, s_6, s_7, s_8 они соответственно в $^5/_4$, 2, 3 и 6 раза больше значений Линдемана и Добсона. Кроме того, даже для сравнительно большой средней плотности 10^{-10} кг/см³, принятой Линдеманом и Добсоном для высоты 130—460 миль (верхняя граница полярного сияния) по результатам экстраполяции экспериментальных данных Меллока, сила торможения составляет всего

$1{,}5 \cdot 10^{-4}$ фунт/кв. дюйм, а для наружной оболочки диаметром 15 футов составляет 3,82 фунта на всю поверхность при средней скорости 16 000 фут/с, и, следовательно, ею можно практически пренебречь.

6. Использование солнечной энергии

А. *Общие соображения об использовании солнечной энергии*

В докладе в марте 1920 г. указывалось, что использование солнечной энергии желательно в случае полета к планете для сокращения времени полета. Было объяснено, что солнечная энергия вряд ли может быть использована в тот короткий промежуток времени, в течение которого движение происходит в верхней атмосфере на участке подъема. Это остается справедливым и для взлета с Луны или планеты, если только не используются зеркала, способные выдержать ускорение во время подъема с небесного тела, не имеющего атмосферы, например с Луны.

Солнечная энергия может быть использована для уменьшения скорости при посадке на Луну, поскольку траектория (сравнительно) так коротка, что значительное уменьшение средней скорости не сделает время перехода непрактично долгим. Однако, как указано в разделе (4), при посадке на планету, которая имеет атмосферу, использование солнечной энергии не является необходимым.

Солнечная энергия могла бы использоваться для обогрева внутреннего помещения кабины наблюдения. С этой целью поперек внутренней и наружной поверхностей внешней металлической (полированной) стенки с солнечной стороны должны быть натянуты окрашенные в черный цвет металлические шторы, соприкасающиеся с ней, а другая стенка должна иметь с внутренней стороны изоляционное покрытие. Во время затмения Солнца эти шторы должны убираться и вместо них на внутреннюю поверхность внешней стенки должен накладываться теплоизолирующий материал [9].

В. *Хранение устройства для аккумулирования солнечной энергии в полете*

Устройство для использования солнечной энергии, состоящее в основном из зеркал, должно быть расположено внутри водородного бака и развертываться после прекращения ускорения при взлете. Части устройства должны быть выполнены из богатых литием сплавов или (что предпочтительнее) из чистого лития.

7. Размеры и начальные массы для различных случаев[10]

А. *Кабина наблюдения*

Приемлемой массой кабины для одного или двух операторов с материалами, приборами и т. д. следует считать 1200 фунтов.

В. *Данные для случая безударной посадки на Луну и возвращения*

Вес кабины наблюдения —1200 фунтов.

Начальная масса при покидании Земли на 1 фунт конечной массы — 40 фунтов.

Начальная масса при посадке на Луну на 1 фунт конечной массы — 2 фунта.

Начальная масса при покидании Луны на 1 фунт конечной массы — 2 фунта.

Ракетного топлива для посадки на Землю не требуется, вход в атмосферу тангенциально.

Начальный вес 200 000 фунтов (меньше веса 16-дюймового орудия — 105 т).

Масса водорода и кислорода соответственно —55 и 45 т.

Длина водородного бака при диаметре 15 футов —130 футов. Длина кислородного бака — 8 футов.

Внешний диаметр кислородного бака —20 футов.

Давление на днища обоих баков во время значительного ускорения (150 фут/с^2) — 23,8 фунт/кв. дюйма.

Толщина днища баков из материала прочностью на разрыв 50 000 фунтов [на 1 кв. дюйм] $^1/_{24}$ дюйма.

Размер куба воды, эквивалентного по весу количеству ракетного топлива, 13,3 футов (по грани).

Следует заметить, что для взлета с Луны потребуется использовать крепления для сохранения первоначального вертикального положения, а также газовый отражатель.

С. *Данные для случая безударной посадки на Луну с применением производства водорода и кислорода на Луне в количестве, достаточном для возвращения на Землю*

Вес кабины наблюдения —1200 фунтов.

Начальная масса для покидания Земли на 1 фунт конечной массы — 40 фунтов.

Начальная масса при посадке на Луну на 1 фунт конечной массы — 2 фунта. Следует заметить, что эта масса может быть несколько уменьшена за счет использования солнечной энергии.

Брать с Земли топливо для взлета с Луны не требуется, поскольку водород и кислород могут быть получены на Луне с по-

мощью солнечной энергии и храниться вне действия прямых солнечных лучей, как указано в предыдущих докладах.

Начальный вес 100 000 фунтов. Для этого потребуется, чтобы баки имели высоту, вдвое меньшую, чем указано ранее, при том же диаметре, или те же высоты при диаметре, примерно 10 и 15 футов соответственно.

Размер куба воды, эквивалентного по весу ракетному топливу, 11,25 фута (по грани).

Следует заметить, что для возвращения кабины весом 1200 фунтов с Луны потребуется использовать всего 6000 фунтов, или 96 куб. футов воды, для получения необходимого количества водорода и кислорода, эквивалентного кубу воды с гранью 4,57 футов.

D. *Данные для случая посадки на планету с атмосферой и возвращения на Землю с использованием солнечной энергии для производства ракетного топлива на планете*

Для планеты с атмосферой начальная масса на 1 фунт конечной массы при подъеме с Земли будет той же, что ранее, а именно: 40 фунтов, поскольку солнечная энергия, как уже говорилось, не может быть использована при подъеме. Посадка на планету может быть произведена по касательной; и, следовательно, при условии, что атмосфера планеты достаточно прозрачна, чтобы использовать солнечную энергию для выработки водорода и кислорода для возвращения, необходимая масса для запуска с Земли кабины наблюдения весом 1200 фунтов будет лишь 24 т, что эквивалентно весу куба воды с ребром 9,15 фута.

Следует заметить, что если планета имеет непрозрачную для солнечной радиации атмосферу, то для производства водорода и кислорода, необходимых для подъема с планеты, потребуется использовать какие-либо другие виды энергии. Например, на планете Венера весьма вероятно можно будет использовать ветер как движущую силу, так как имеются признаки наличия у поверхности этой планеты сильных ветров вследствие конвекции из более нагретых слоев в более холодные в верхней атмосфере и от более холодных областей в более нагретые вдоль поверхности планеты.

ПИСЬМО ЧАРЛЗУ Дж. АББОТУ [1]

Вустер, 5 октября 1925 г.

В своем письме от 15 июня 1925 г. Вы упоминаете о том, что фонды, предоставленные на нынешний период, могут быть несколько увеличены, и что я должен Вам сообщить, когда подойдут к концу предоставленные ранее 500 долларов. Я прилагаю к письму ведомость платежных расписок на сумму 466 долларов 75 центов.

За время, истекшее с моего последнего письма к Вам в июне, я снял различные части с испытательного стенда и установил их в окончательное положение. Ракету длиной 10,5 футов и весом 10 фунтов [2] мы установили на раму, которая позволяет ей свободно перемещаться вверх на 9 дюймов. При испытаниях, проведенных впервые в августе, ракета имела собственные емкости для топлива и саморегулирование и все работало удовлетворительно, хотя ракета приподнималась при каждом нагнетающем ходе поршня насоса и опускалась при каждом обратном его ходе.

Чтобы сделать подъемную силу практически непрерывной, я добавил еще один насос с приводом (общий вес при этом увеличился незначительно)[3]. Новый насос имеет такую же производительность, что и старый, и работа его контролируется действием последнего, т. е. один насос нагнетает при обратном ходе другого. В ходе испытаний, однако, оказалось необходимым сделать различные доработки, связанные с установкой дополнительного насоса и привода, и эти работы продолжаются до настоящего времени.

Я считаю, что малые размеры модели создают в некотором отношении весьма существенный запас, поскольку повышают как сложность ракеты, так и отношение ее веса к весу топлива.

ИЗ ДНЕВНИКА Р. ГОДДАРДА[1]

Вустер, 16—17 марта, 1926 г.

16 марта. Уехали в Обурн с м-ром Заксом утром. Эстер и м-р Руп прибыли в час дня. Ракета [2] взлетела в 2 ч 30 мин. Она поднялась на 41 фут и улетела на расстояние 184 фута за 2,5 с, после чего нижняя половина сопла прогорела. Части ракеты принесли в лабораторию. Вечером читали «Механику» и «Физику воздуха» и записывали результаты эксперимента.

17 марта. Вчера в Обурне на ферме тетушки Эффи был осуществлен первый полет ракеты на жидком топливе.

День был ясным и сравнительно спокойным. Анемометр на физической лаборатории медленно вращался, когда я и м-р Закс уходили утром, и точно так же вращался он, когда мы вернулись вечером в половине шестого.

Сразу после освобождения ракеты она не взлетела, хотя появилось пламя и послышался равномерный рокот. Через несколько секунд ракета поднялась, до выхода из рамы медленно, а затем со скоростью экспресса; потом резко отклонилась влево и, все еще имея высокую скорость, врезалась в лед и снег.

Когда ракета взлетела, причем без какого-либо значительного шума или пламени, это казалось почти что волшебством. Она как будто бы сказала: «Я простояла здесь достаточно долго, и, если вы не возражаете, отправлюсь куда-нибудь в другое место». Эстер заметила, что, когда ракета стартовала, она была похожа на сказочную фею или на прекрасного танцора. Небо было большей частью ясным, с крупными белыми расплывчатыми облаками, но ближе к вечеру на западе появилось большое ярко розовое облако, над которым сияло Солнце. Пожалуй, самым удивительным было отсутствие дыма, не очень шумный рокот и совсем маленькое пламя.

ПИСЬМО ЧАРЛЗУ Дж. АББОТУ [1]

Вустер, 5 мая 1926 г.

Данный отчет является предварительным описанием результатов, достигнутых на сегодняшний день в работах над ракетами.

ИСПЫТАНИЯ 6 ДЕКАБРЯ 1925 Г.

6 декабря 1925 г. была испытана 12-фунтовая ракета в ее окончательном виде [2]. Испытания проводились на раме, позволяющей ракете перемещаться вверх на 1 фут. Эта модель ракеты имела насосы, а также пусковое и управляющее устройства, о которых говорилось в письме в институт от 5 октября 1925 г. Был применен насосный привод двойного действия вместо двух отдельных приводных систем, которые, хоть и потребовали меньше усилий при разработке, обнаружили затем невозможность их совместной работы.

Эта модель отлично работала в течение 27 с, пока не было израсходовано все жидкое топливо. При этом камера и сопло нагрелись равномерно и весьма умеренно, и вся ракета после испытаний оказалась в том же состоянии, что и до них. При этом были использованы такие же камера и сопло, как и в нескольких предыдущих испытаниях, но с отличающимися управляющими устройствами. Величина подъемной силы была вполне достаточной для уравновешения собственного веса ракеты [3].

Данное испытание было важным, поскольку оно продемонстрировало решение проблем нагнетания топлива, управления подачей и контроля нагрева. Однако оно также показало, что ракета такого небольшого размера, как данная модель, не смогла бы поднять себя и совершить полет. Но в случае большой ракеты, быть может, не будет необходимости в таких устройствах, которые использованы здесь.

ИСПЫТАНИЯ 16 МАРТА 1926 Г.

Хотя проблема удовлетворительной работы была решена, было невозможно получить полет без создания ракеты бо́льших размеров или применения другой схемы, позволяющей облегчить ракету. Из-за недостатка средств конструирование большей ракеты не бы-

ло предпринято, и поэтому была использована другая схема конструкции, которая включала наддув расходных баков и не имела насосов, приводов и большинства движущихся частей. При этом, однако, не было такой точности регулирования сгорания и не могла быть использована облегченная конструкция расходных баков, как у предыдущей модели. Испытания 20 января на упомянутой выше раме дали тягу более чем 9 фунтов на протяжении всей работы [4]. После этого была построена такая же модель, но с максимально облегченной конструкцией. Отсутствие регулирования сгорания проявилось в том, что горение нередко проходило за соплом.

В испытании, проведенном 16 марта под открытым небом, модели облегченного типа весом без топлива $5^3/_4$ фунта и с топливом $10^1/_4$ фунта нижняя часть сопла прогорела и отвалилась, однако верхняя часть осталась неповрежденной. После примерно 20 с работы двигателя ракета поднялась без ощутимого рывка, не оставляя дыма и без заметного увеличения довольно небольшого языка пламени. Скорость полета быстро увеличивалась, и, описав полуокружность, ракета упала на землю в 184 футах от точки старта. Кривизна траектории объясняется тем, что стенка сопла прогорела неравномерно и с одной стороны она оказалась длиннее, чем с другой. Средняя скорость, полученная за время полета, измеренное с помощью секундомера, составила 60 миль/ч. Это испытание было очень важным, поскольку впервые ракета, работающая на жидком топливе, полетела под воздействием собственной мощности.

После этого было проведено еще несколько испытаний с использованием, в основном, первоначальной ракеты (с уменьшением веса топлива и с другими незначительными изменениями). Ракета покидала раму и удалялась на расстояние до 50 футов. При этом часть топлива выгорала еще на стенде за полминуты или более до того, как ракета начинала подниматься [5].

ЗАМЕЧАНИЯ

Меня лично все эти испытания окончательно убедили в том, что жидкотопливная ракета, в которой реализована идея многозарядности или последовательной подачи в камеру сгорания порций топливного материала из предельно легких контейнеров или баков, практически осуществима.

В случае, если люди или организации, которые захотели бы серьезно финансировать работы по созданию ракеты для больших высот, не будут удовлетворены результатами полета 16 марта, необходимо создать ракету бóльших размеров с тем, чтобы увеличить подъемную силу по отношению к весу. Я полагаю, что 500 долларов было бы достаточно для создания такой большой модели. Однако для этого потребуется от 3 до 5 недель.

С другой стороны, мне кажется, что проведение этого дополнительного испытательного полета было бы потерей времени и денег по нескольким причинам. Во-первых, все принципы, примененные в конструкции ракеты с целью побития высотных рекордов, реализованы вполне удовлетворительно. Во-вторых, хотя последняя модель, несомненно, может быть полезной для некоторых задач и в ней достигнута максимальная простота конструкции, регулирование сгорания топлива остается трудной проблемой и в ней не могут быть применены очень легкие баки, поскольку они должны противостоять давлению. Следовательно, я не хотел бы схему последней модели ракеты предназначать для достижения больших высот, так как не могу заранее предвидеть, что может быть получено при ее использовании [6].

Я был бы рад приехать в Вашингтон, если Вы того пожелаете, чтобы сделать ясными некоторые моменты, связанные с ракетой и обсудить план создания ракеты для достижения больших высот. Тем временем я смог бы обдумать этот план, если не появится каких-либо публичных заявлений — таких, например, как недавно сделанное исполнительным секретарем института Уэтмором, причем сделанное еще до того, как я получил возможность сообщить такие детали, которые могли бы показаться подходящими для опубликования. Вот мои доводы: работы по созданию ракеты стали чуть ли не национальным вопросом в Германии, где был издан роман, в котором авторы, играя на национальных чувствах, призывают немцев к поддержке разработки ракеты на жидком топливе, идея которой как пытаются представить читателю, родилась в Германии. Почти каждый день я получаю послания из Германии с просьбами о присылке информации и сообщении конкретных деталей.

С другой стороны, научное управление очень обеспокоено уверенными заявлениями нескольких авторитетов относительно важности и своевременности работы над ракетой, сделанными для печати, в то время как Смитсонианским институтом сделано лишь несколько сообщений о работах. Я думаю, что институт не должен стремиться извещать м-ра Уотсона Дэвиса, когда ему публиковать свои материалы, поскольку институт представлен Вами в совете научного управления ⟨...⟩.

ПИСЬМО ЧАРЛЗУ Дж. АББОТУ[1]

Вустер, 7 декабря 1927 г.

Прежде чем сообщить в деталях о прогрессе, достигнутом в течение последних шести месяцев, мне хотелось бы написать об испытании, планировавшемся на понедельник, но из-за бури отложенном до вторника, 6 декабря. Вопреки моим надеждам, полет не состоялся, однако, несмотря на это, результаты были весьма обнадеживающими.

Все функционировало превосходно, и ничто не прогорело. Очень легкий манометр, установленный на ракете, показал наличие давления в баке, и оно постепенно возрастало, пока не достигло примерно 30 фунтов на 1 кв. дюйм в момент, когда был израсходован жидкий кислород. Это намного меньше, чем давление, на которое я рассчитывал,— около 100 фунтов, но даже при таком низком давлении в баке ракета поднималась в конце работы двигателя с силой более чем 50 фунтов. Испытание, таким образом, подтверждает то, о чем я говорил Вам, когда Вы здесь были, что полет зависит просто от регулировки устройств, используемых для создания давления в баках.

Когда я писал Вам 17 июля 1927 г., я был почти готов к испытанию большей ракеты (рис. 1) с дополнительными элементами, введенными с целью исключения взрыва бензинового бака, подобного тому, который был у нас в начале лета. Испытание проводилось 20 июля, но давление, при помощи которого осуществлялась подача жидкостей в камеру сгорания, было слишком мало, чтобы создать подъемную силу.

Затем был сделан специальный бак для создания внутреннего давления в ракете, и 31 августа состоялось новое испытание. Давление нарастало удовлетворительно, и в течение нескольких секунд подъемная сила временами была огромной, достигнув максимума, который, я думаю, составлял 300 фунтов. Прежде чем подъемная сила стала достаточно стабильной, чтобы можно было освободить ракету, в верхней части камеры сгорания произошел прогар. Не вдаваясь в детали, скажу, что это случилось, очевидно, по причине слишком быстрого нагрева футеровки камеры сгорания вследствие некачественного перемешивания в момент впрыска жидкостей, используемых для создания реактивной тяги.

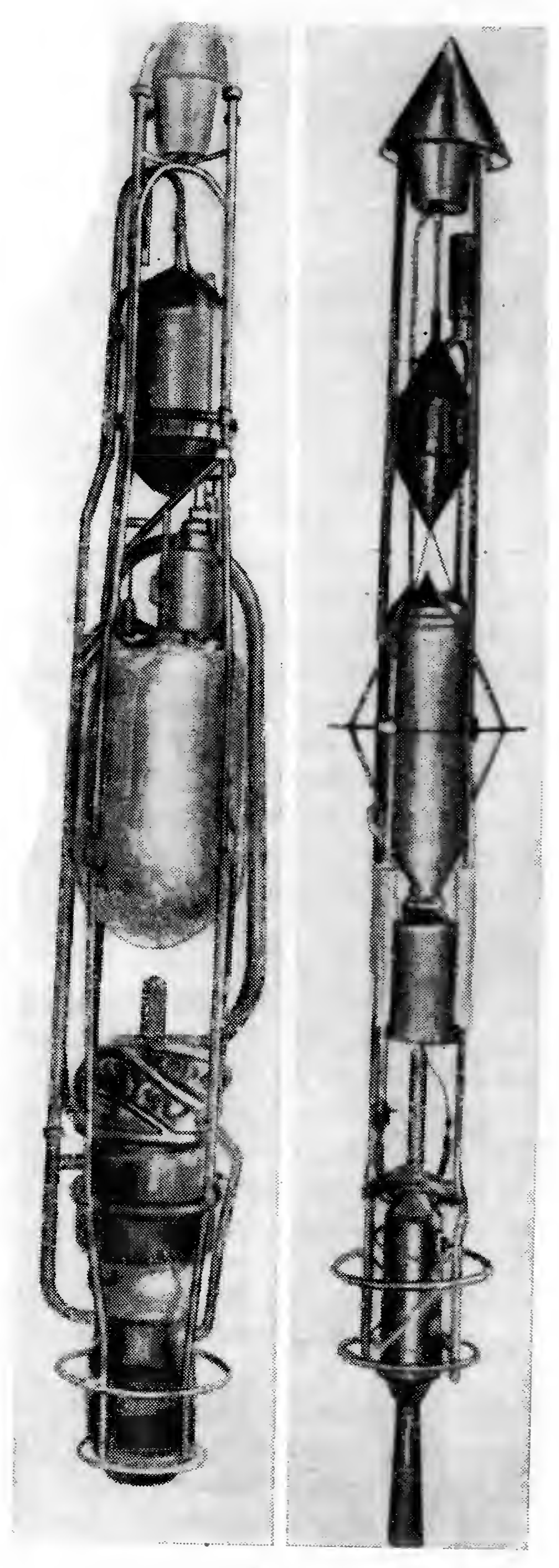


Рис. 1. Ракета, испытанная на стенде 20 июля 1927 г.

Рис. 2. Ракета средних размеров, которую Годдард начал разрабатывать в октябре 1927 г.

В период проведения этого испытания денег было настолько мало, что я не представлял себе ясно, как можно выполнить ремонт и доработки без превышения размеров субсидии. В то же время мне хотелось сделать все возможное для обеспечения удовлетворительного испытания, и вместо того, чтобы отказаться от работы, я сконструировал другую ракету (рис. 2), введя все упрощения, возможность которых обнаружилась по предыдущей ракете, с баками и камерой сгорания вдвое меньшего диаметра, чем прежде, но той же длины. Уменьшив таким путем потребные затраты времени и денег до минимума, я получил возможность провести несколько дополнительных испытаний.

Станет очевидным, насколько конструкция ракеты стала теперь совершеннее и одновременно проще, если я добавлю, что вся она была изготовлена за время, меньшее, чем требовалось для одной лишь камеры сгорания той ракеты, которую Вы видели почти готовой год назад (см. рис. 1).

Я смог провести пять испытаний с этой последней ракетой, разделенных в среднем менее, чем одиннадцатью днями. Отказов, связанных с некачественным перемешиванием топлива при пуске, больше не было, но в первом испытании, 26 октября, взорвался воспламенитель, а во втором, 9 ноября, он же прогорел в верхней части вскоре после того, как пламя из ракеты приняло желательный характер. Это повреждение случилось, как я обнаружил, из-за

того, что головка камеры сгорания была сделана конической, а не полусферической, с целью экономии времени. Причина прогара была устранена доработкой воспламенителя.

В третьем испытании, 21 ноября, спиртовый нагреватель для создания давления в баках путем испарения жидкого кислорода не зажегся применявшимися тогда средствами из-за слишком сильного ветра. В следующем испытании, 30 ноября, был использован усовершенствованный способ зажигания нагревателя, но полученного тепла было недостаточно для испарения жидкого кислорода. В последнем испытании, 6 декабря, о котором я упоминал в начальных строках этого письма, нагреватель работал вполне удовлетворительно, но поток жидкого кислорода к нагревателю был, очевидно, недостаточно большим, чтобы обеспечить давление в камере, на которое я рассчитывал.

Представляется очевидным, что ракета сможет удовлетворительно взлететь, как только будет произведена правильная настройка бакового давления. Хотя число дальнейших испытаний, которые потребуются, прежде чем такой полет состоится, может быть и небольшим, я не решаюсь назвать для такого результата потребные затраты, меньшие чем 750 долларов, и сроки, меньшие чем пять месяцев.

Я был бы чрезвычайно рад, если бы работа была завершена при содействии Смитсонианского института. Я действительно надеялся и рассчитывал выполнить ее раньше и очень огорчен тем, что не было возможности сделать это. Буду глубоко признателен за любое предложение, которое Вы пожелаете сделать в этой ситуации, а в случае, если институт больше не желает иметь отношения к указанной работе, буду благодарен за совет относительно подходящих организаций или лиц, которые могли бы содействовать осуществлению демонстрационного полета.

Представляется совершенно очевидной желательность проведения полета с точки зрения многих областей деятельности, в которых новый, ракетный метод будет совершенно необходим для получения важных данных.

ОПИСАНИЕ ПОЛЕТА 17 ИЮЛЯ 1929 Г. [1]

Вот те, кто принимал участие в испытании и их обязанности: д-р Руп со своим теодолитом и хронометром находился далеко позади укрытия; миссис Годдард стояла снаружи у правого края укрытия, держа в руках кинокамеру «Кодак». Рядом с ней был м-р Киск, от которого требовалось наблюдать за шнуром, связанным с чекой, чтобы убедиться в том, что она будет снята. Далее стоял я, слева от меня — м-р Закс, который подключал баллон для создания давления, пользуясь для этой цели двумя шнурами. В левой части укрытия с самого края располагался м-р Л. Мансур, от которого требовалось как можно внимательнее следить за поведением ракеты.

Испытание было проведено в 2 часа пополудни... Через 30 с после того, как была зажжена спиртовая горелка, загорелся воспламенитель, затем были осуществлены три последующих управляющих операции. Потом м-р Закс подал в ракету давление в 125 фунтов. Как и раньше, я ждал, пока ракета не поднимется по вертикальным трубчатым ($d = {}^3/_8$ дюйма) направляющим на 3 дюйма. Подъем определялся по алюминиевым лопастям ракеты и белым отметкам длиной в 3 дюйма. Потом я последовательно оттянул два пусковых шнура. Казалось, что шум не изменился, и я, думая, что ракета не была высвобождена, продолжал тянуть ${}^1/_4$-дюймовую веревку, пока не услышал чей-то крик: «Осторожнее!». Выглянув из-за правого края укрытия, я увидел ракету как раз перед тем, как она ударилась о землю...

По словам д-ра Рупа, давление было следующим: 25 фунтов через 2 с (в фиксации старта, возможно, и была ошибка в ${}^1/_2$ с), 50 фунтов через 4 с, 75 фунтов через 7 с, 100 фунтов через 11 с и 125 фунтов через 12 с. Ракета развила тягу на 13-й секунде, начала подниматься через 14,5 с, достигла верхней точки в своем полете на 17-й и ударилась о землю через 18,5 с.

Согласно его же подсчетам, ракета шла довольно прямо, пока не поднялась на 20 футов над 60-футовой пусковой башней, затем резко повернула направо и шла по прямой с наклоном в 20° к горизонту на протяжении 43 футов, поднявшись за это же время еще на 10 футов и достигнув расстояния 42 фута по горизонтали от

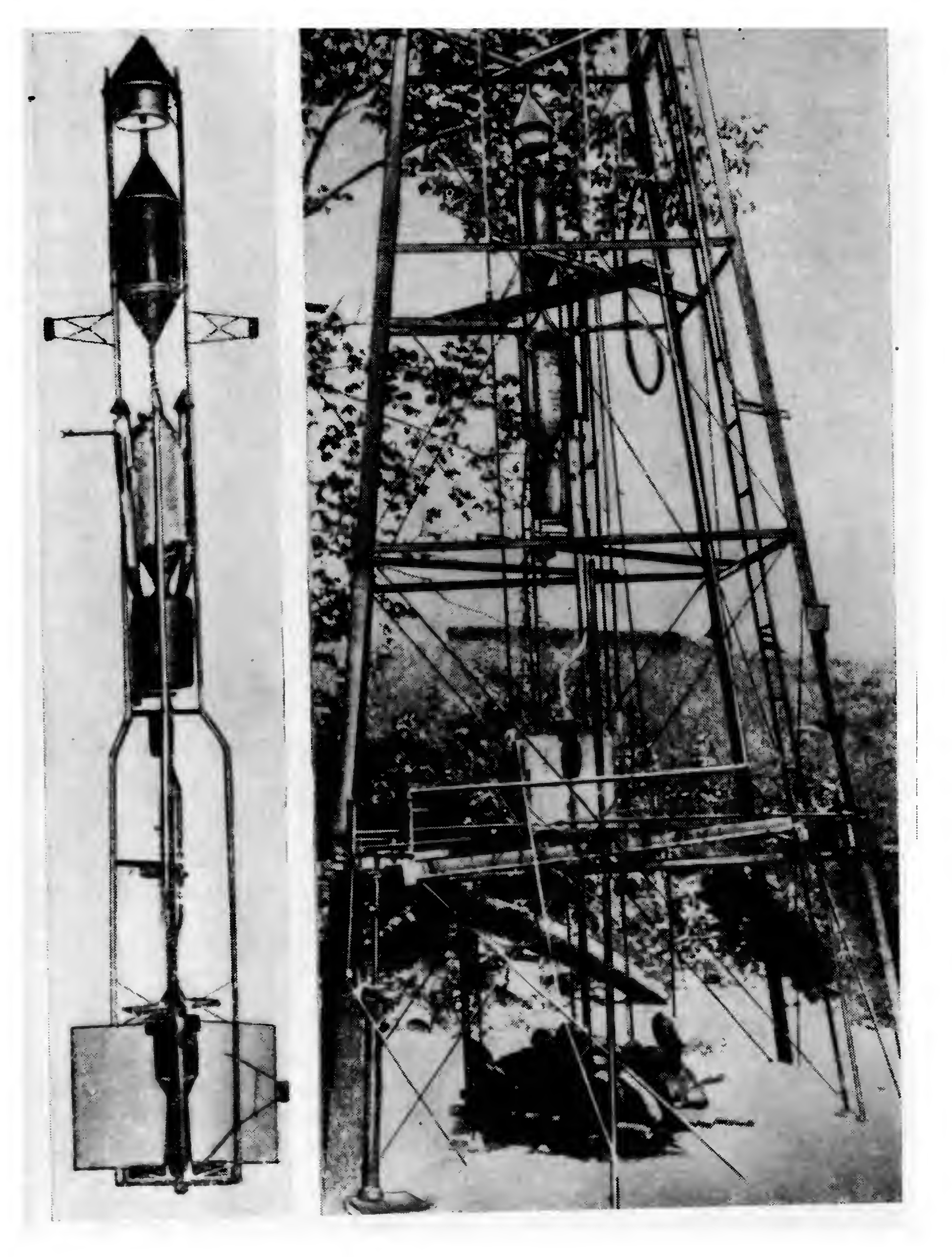


Рис. 1. Собранная ракета в мастерской Университета Кларка, июль 1929 г.

Рис. 2. Ракета, подготовленная для испытания 17 июля 1929 г., в пусковой башне

центра башни [2]. Затем она опять повернула и пошла вниз почти по прямой линии с наклоном около 45° к горизонту. Пройдя расстояние в 158 футов, она ударилась о землю в 129 футах от точки, находящейся под точкой максимального подъема, и в 171 футе от центра башни. Средняя скорость была примерно 55 фут/с.

Бензиновый бак взорвался сразу после удара ракеты о землю (вероятно, из-за движения жидкости вперед, что дало возможность газу проникнуть в камеру сгорания). Бак с жидким кислородом лопнул с одного бока, но не был сильно поврежден. После полета не смогли найти верхний конус бензинового бака и некоторые его детали.

Камера на ракете была покороблена, но все еще работала. Линзы остались целыми, а барометр продолжал давать точные показания, хотя стекло на шкале было разбито. Термометр вышел из строя, по всей вероятности, из-за того, что нагрелся больше, чем предусматривалось.

Самым важным моментом, выявленным во время полета, были внезапные изменения направления в общем прямолинейной траектории. Это могло быть следствием либо нарушения потока газов, вытекающих из сопла, т. е. из-за случайных избытков газа или бензина с одной или с другой стороны, либо вследствие «взбалтывания» жидкостей в баках из стороны в сторону, либо же вследствие обеих этих причин.

Было бы выгоднее иметь всего один рычаг для включения всех пускателей в нужном порядке (возможно, с помощью пусковых грузов), которые поочередно включали бы отдельные пускатели...

ПУБЛИЧНЫЙ ИНТЕРЕС К ИСПЫТАНИЮ

Поскольку этот полет был самым высоким из всех, выполнявшихся до сих пор, причем пламя при избытке бензина дало громкий шум и яркую белую вспышку, соседи вызвали кареты скорой помощи, полагая, что это загорелся и разбился аэроплан. Мне было неизвестно, что две полицейские кареты скорой помощи обыскивали весь Обурн в поисках «жертв» и что с этой же целью с аэропорта Графтон был выслан самолет.

Мы могли бы упаковаться и вернуться в лабораторию прежде, чем они смогли бы нас найти, если бы не рычажное устройство с верхушки обтекателя для вскрытия бензинового бака в случае отказа клапана. Это устройство мы не могли найти, а, поскольку оно было весьма сложным, мы остались и продолжали поиски.

Мы уже почти упаковались, когда из-за холма со стороны жилого дома на ферме я увидел около дюжины автомобилей, поднимающих большое облако пыли; первые две машины были каретами скорой помощи. Я спросил двух офицеров, не смогут ли они не поднимать шума вокруг этого дела. В ответ один из них спросил: «Видите ли Вы этих двух приближающихся людей?». Я ответил: «Да. А что?» — «Это репортеры, один из „Пост“, а другой из

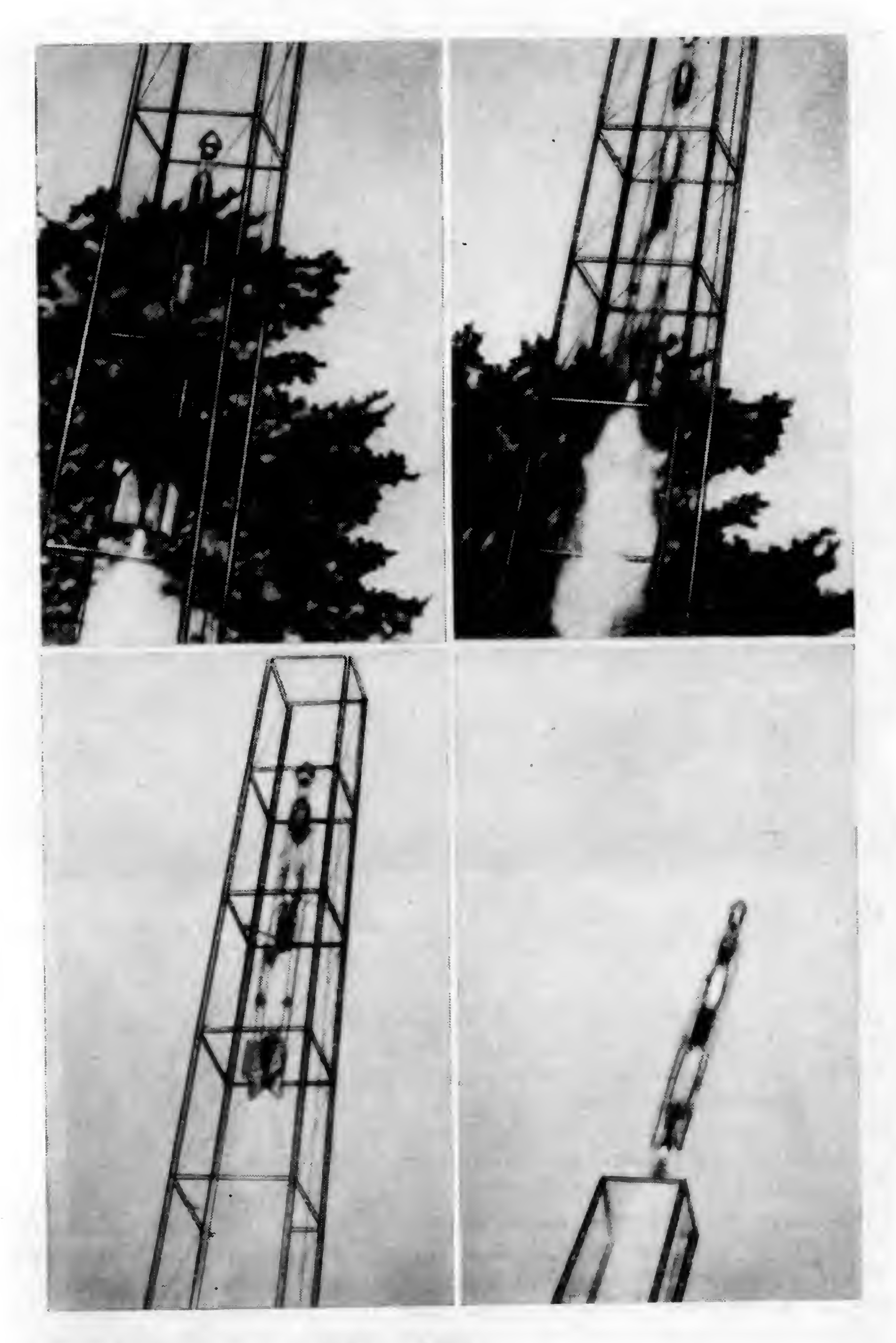


Рис. 3. Старт ракеты 17 июля 1929 г.

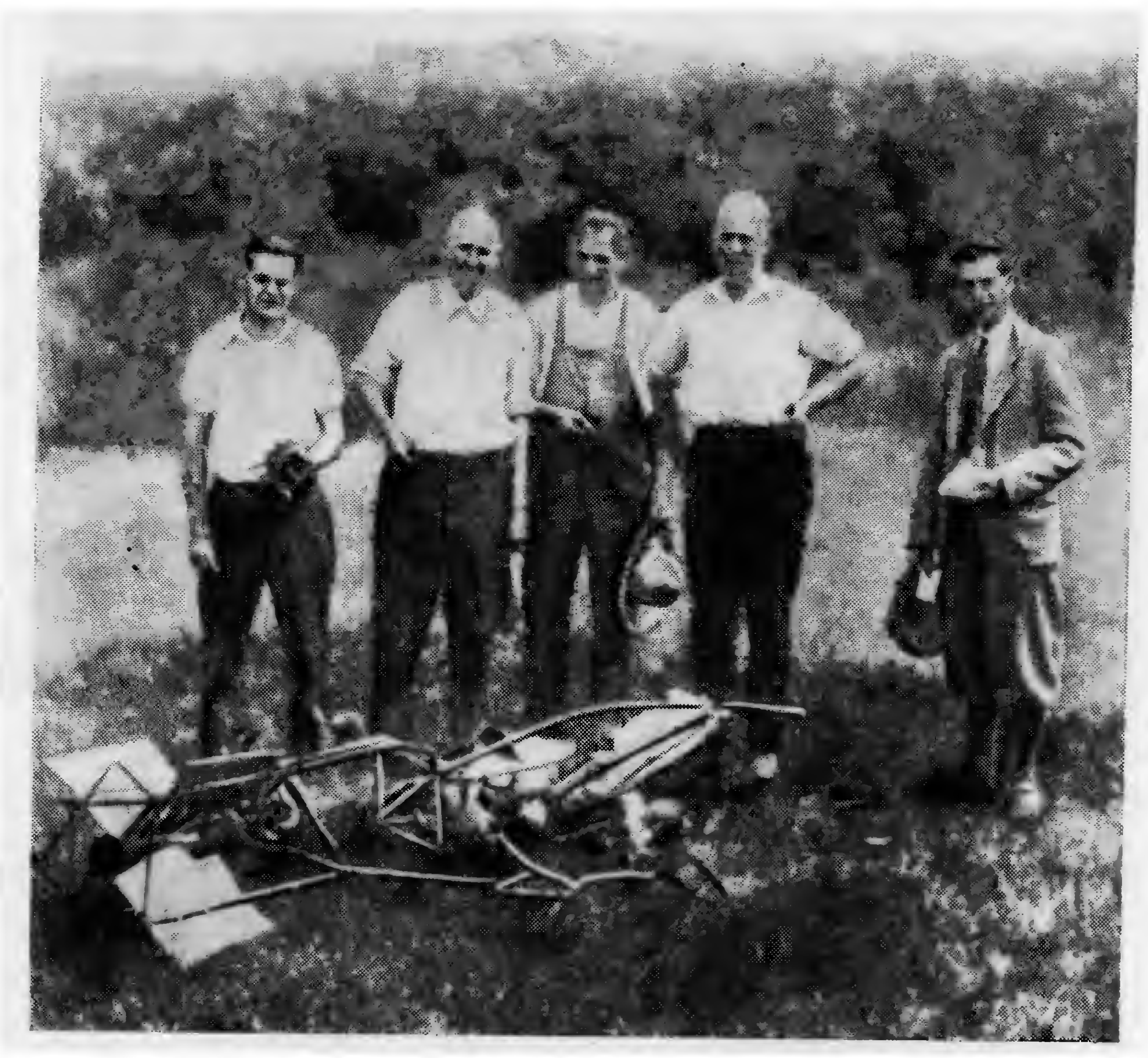


Рис. 4. После приземления ракеты 17 июля 1929 г. Слева направо: Л. Мансур, Р. Годдард, Г. Сакс, А. Киск, Р. Руп

„Газетт"» — был его ответ. Я пытался договориться с редакторами двух городских газет, чтобы не поднимать шумиху, но в это время уже выходили два экстренных выпуска.

Я намеревался вообще не делать какого бы то ни было заявления, но, когда узнал, что во всех сообщениях важнейшее место отводилось исключительно ракете для полета на Луну, которая якобы взорвалась в средних слоях атмосферы, я опубликовал короткое заявление следующего содержания: «Испытание сегодня после полудня было одним из длинной серии экспериментов с ракетами, использующими совершенно новое топливо. Не предпринималось никакой попытки достичь Луны или что-нибудь другое столь же эффектного характера. Ракета обычно шумит, и этого достаточно, чтобы привлечь значительное внимание. Испытание было совершенно удовлетворительным; в воздухе ничто не взрывалось, и не было причинено никакого ущерба, исключая инцидент, сопут-

ствовавший приземлению». На следующий день я опубликовал то же самое заявление, заменив лишь слова «совершенно новое топливо» на «жидкое топливо»...

В прессе было много любопытных комментариев относительно характера полета. Все сошлись на том, что ракета летела с громким гулом, слышимым, как говорили, в радиусе 2 миль. Некоторые упоминали громкий монотонный шум, как у пропеллера аэроплана перед взлетом. Конечно, пока давление существенно не возрастет, сгорание происходит неравномерно. Во время предыдущих испытаний возле пусковой башни было обожжено много зелени, и это также вызвало комментарии. Возбудили интерес камни, находящиеся прямо под соплом. Они были навалены на трубчатую раму, к которой крепились две трубчатые направляющие диаметром $^3/_8$ дюйма, чтобы удерживать эти направляющие в возможно более строго вертикальном положении за счет давления, создаваемого таким образом. Камни сильно почернели от дымного бензинового пламени и раздробились в значительной степени из-за длительного воздействия тепла во время испытаний, при которых ракета не покидала башню.

Рапортеры измерили и сфотографировали башню и укрытие, а также тщательно исследовали место, где приземлилась ракета.

Миссис Годдард сняла фильм о полете ракеты с момента старта и до того, когда она была примерно в 10 футах над верхушкой башни, но дальше проследить ее не удалось. Пламя выглядит длиной около 20 футов, а в поперечнике в самом широком месте около 3 футов. На кинопленку была снята также группа людей вокруг ракеты, после того как она приземлилась. К сожалению, пленка оказалась недостаточно длинной, чтобы увидеть, как эта группа пила за здоровье ракеты имбирное пиво.

ДОКЛАД
ОБ УСЛОВИЯХ ДЛЯ МИНИМУМА МАССЫ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА[1]

Вустер, 26 августа 1929 г.

ВВЕДЕНИЕ

В марте 1920 г. в «Докладе о дальнейшей разработке ракетного метода» и в марте 1924 г. в «Дополнительном отчете о последних разработках»[2] предполагалось, что описанное ракетное устройство поднимается в основном вертикально с поверхности Земли. В первом из двух докладов было в общих чертах дано описание использования электростатического отталкивания вещества для создания движения, но о применении солнечной энергии во время полета аппарата в земной атмосфере там не упоминалось.

Вследствие того, что масса топлива, необходимая для придания аппарату параболической скорости, могла бы быть снижена до малой величины или даже до нуля, если бы для создания движения в земной атмосфере использовалась солнечная энергия, желательно указать условия, при которых обеспечивается такое движение, а также предложить средства для удовлетворения этих условий.

ОБЩИЙ ПРИНЦИП

Перелет от одной планеты к другой удобно было бы рассматривать состоящим из следующих четырех этапов.

1. Солнечная энергия используется для транспортирования аппарата на возможно бóльшую высоту в атмосфере с помощью воздушных винтов. При этом предполагается, что такое устройство имеет большие несущие плоскости достаточной толщины, похожие на крылья самолета, верхняя поверхность и боковые стороны которых прозрачны, а форма поддерживается при помощи внутреннего давления газа, например водорода, внутри же прозрачной обшивки находятся зеркала. При такой обшивке проще всего, по-видимому, использовать систему солнечных двигателей, состоящую из множества маленьких установок с маленькими зеркалами. Кроме того, вероятно, этот этап путешествия может быть осуществлен с помощью большого дирижабля, зеркала же, по крайней мере частично, могут находиться внутри дирижабля или же будут составлять одно целое с внутренней нижней поверхно-

стью; верхняя часть оболочки будет прозрачной. Никакого топлива для этого этапа путешествия не требуется [3].

2. Когда при помощи только что указанного простого средства, т. е. при помощи самолетов с воздушными винтами, или дирижабля, будет достигнута возможно бо́льшая высота, дальнейшее применение солнечной энергии будет направлено на создание реакции против воздуха, которому придается скорость относительно земной поверхности, противоположная направлению движения аппарата.

Это характеризует совершенно особый тип противодействия, поскольку относительная скорость воздуха и аппарата достигнет нескольких миль в 1 с. Основными возможными методами являются: электростатическое отталкивание электрически заряженного воздуха, отталкивание воздуха как проводника при пропускании электрического тока и нагревание воздуха при помощи солнечного излучения, когда оно проходит сквозь узкое пространство между двумя плоскостями, закрытыми по бокам [4].

Для достижения параболической скорости может оказаться необходимым полет аппарата в перевернутом положении, подобно самолету наверху «петли», чтобы остаться в пределах атмосферы. Это происходит по той причине, что при скорости большей 5 миль/с тело движется по эллипсу, а не по кругу, если на него не действует сила, направленная к центру Земли. Для этого этапа путешествия также не требуется топлива [5].

3. После достижения параболической скорости или, по крайней мере, скорости, превышающей 5 миль/с, аппарат может начать полет в пространстве. Как было указано в докладе от марта 1920 г., для уменьшения времени перелета до практически приемлемой величины следует создавать ускорение на первой половине пути и торможение на второй половине. В соответствии с этим солнечная энергия должна использоваться для обеспечения движущей силой в течение всего путешествия после покидания земной атмосферы. Это движение, в свою очередь, подразумевает электростатическое отталкивание либо ионов, либо ионизированных газов, общая техника осуществления этого уже была изложена [6].

Хотя ракетное топливо, например, в виде водорода и кислорода, сгорающее для создания высокой скорости и электрически отталкиваемое (или в виде другого вещества, электрически отталкиваемого), необходимо, масса его будет сравнительно малой для практического времени перелета и очень малой в сравнении с общим весом аппарата.

4. Для посадки на планету с атмосферой в топливе нет необходимости потому, что атмосфера может использоваться как тормоз, что уже обсуждалось в двух вышеупомянутых докладах.

УСЛОВИЯ НАИБОЛЬШЕЙ ПРОСТОТЫ

Очевидно, что наибольшая простота, а также и легкость обеспечиваются в случае, если в аппарате будет очень мало различных устройств и каждое из них будет применяться, по возможности, в большинстве названных этапов полета [7].

Особенно это важно, если осуществляется полет на другую планету, но при этом необходимо нести на борту оборудование (все или частично), использовавшееся при подъеме с поверхности Земли.

Тогда на всем протяжении пути могли бы использоваться одни и те же прозрачные крылья, зеркала, солнечно-двигательная установка и электрические генераторы.

Было бы желательным, если бы средства, создающие движение путем электростатического отталкивания в пространстве, могли бы использоваться (по крайней мере, с небольшими изменениями) на втором этапе, в верхней атмосфере. Точно так же было бы желательным, если можно было бы отталкивать воздух таким же образом, как и на первом этапе, где воздух плотный, хоть использование воздушных винтов, приводимых в действие непосредственно турбинами (электрическое оборудование тогда не нужно), может быть гораздо проще и при этом требовалось бы нести лишь очень малый дополнительный вес.

ТЕХНИКА ЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИЖЕНИЯ

Помимо движения при помощи воздушных винтов, и возможно, при помощи нагревания воздуха лучами Солнца либо до, либо во время выхода через коническое сопло или же отверстие, образованное между двумя плоскостями, как было предложено выше, представленный здесь способ движения является, по существу, электрическим.

Несомненно, самым лучшим способом движения в пространстве, при котором масса выбрасываемого вещества наименьшая,— это отталкивание электронов, движущихся с малой скоростью [8], и положительных ионов металлов, получаемых с помощью электрода, на что автором была представлена заявка на патент США [9].

Реакция против воздуха может быть осуществлена путем электростатического отталкивания ионов одного знака, введенных в поток воздуха, как это было в общих чертах изложено в докладе от марта 1920 г. Эта реакция может быть обеспечена отталкиванием воздуха после того, как ионы одного знака удалены или нейтрализованы, и в случае, если воздух сам ионизируется из-за быстрого движения в нем аппарата. Существует также возможность электромагнитной реакции против воздуха, когда он является носителем постоянного электрического тока или же переменного тока высокой частоты.

Обсудим оба эти метода несколько более подробно. Если бы устройства, применяемые для производства положительных и отрицательных ионов в межпланетном пространстве, использовались также при прохождении через атмосферу, то для получения электростатического отталкивания следовало бы, вероятно, обеспечить подачу небольшой струи ионизованного воздуха мимо отверстия с такой скоростью, чтобы в пространстве, в котором помещен электрод, могла сохраняться приемлемая степень вакуума, а затем направить эту струю в атмосферу, против которой получается реакция, причем направлять струю предпочтительнее в той части аппарата, где воздух сжимается, например в точке непосредственно у головной части. Как только скорость движения в атмосфере превысит скорость звука, вероятно, можно будет легко поддерживать вакуум в каждой из двух электродных камер, а ионы будут выходить через отверстие прямо в воздух, движущийся мимо аппарата [10].

Существует, конечно, вероятность того, что воздух, с которым сталкивается аппарат, будет так сильно ионизован, что ионы будут проходить в только что упомянутое вакуумное пространство и нейтрализовать заряд на электроде, расположенном в этом пространстве. Чтобы избежать этого, возможно, окажется необходимым окружать это вакуумное пространство металлическим экраном, внешняя сторона которого будет иметь нулевой или близкий к нулевому потенциал, а ионы с электрода должны будут выбрасываться через отверстие с значительной скоростью.

Что касается деталей электромагнитного отталкивания, то воздух мог бы отталкиваться при помощи электрических дуг или же безэлектродных разрядов в воздухе за пределами аппарата. Кроме того, с помощью многофазных токов можно было бы обеспечить быстрое передвижение магнитного поля от носовой до хвостовой части аппарата, а проводящий воздух направлять в обратном направлении под воздействием обычных вихревых токов, как это происходит в индукционном моторе. Этот метод оказался бы особенно привлекательным в случае, если бы воздух, с которым сталкивается аппарат, был бы настолько плотно ионизован, что стал бы весьма хорошим проводником, и тогда было бы трудно получать электростатическое отталкивание, или «электрический ветер». Проводники в аппарате, применяемые для получения поля, могли бы состоять из вакуумных трубок или же, что предпочтительнее, из сверхпроводников, содержащихся при очень низкой температуре и призванных обеспечить очень сильные магнитные поля путем резонанса.

Особенно выгодными могут оказаться два возможных момента при использовании электростатического или электромагнитного отталкивания воздуха. Во-первых, может оказаться возможным противодействовать гораздо большему объему воздуха, чем тот, мимо которого движутся плоскости, путем ионизации и отталкивания воздуха из кромок и значительно ниже плоскостей или

же противодействием токам в воздухе, выходящем из кромок плоскостей.

Во-вторых, возможно использовать отношение подъемной силы к сопротивлению. Очевидно, что скорость отбрасываемого назад воздуха (она и создает движущую силу), независимо от поступательной скорости, развиваемой аппаратом, должна оставаться малой, так как в противном случае для движения на высоких скоростях может оказаться необходимой большая мощность. Однако вполне вероятно, что, когда угол плоскости с горизонталью становится очень малым, сопротивление стремится стать постоянным, а подъемная сила стремится к нулю благодаря конусу воздуха, сжатого впереди плоскости [11].

Если же при помощи электростатических или электромагнитных средств мы смогли бы постоянно толкать этот конус сжатого воздуха назад посредством силы отталкивания перед ним, силы притяжения как раз за ним или же посредством быстро вращающегося магнитного поля, обращающегося вокруг передней кромки плоскости, как вокруг оси, с тем, чтобы заставить воздух, находящийся перед ней, переместиться назад, мы, возможно, смогли бы постоянно вращать этот сжатый воздух под плоскостью — и тем самым могли бы создать подъемную силу даже тогда, когда угол плоскости с горизонталью был бы почти равен нулю. Фактически подъемная сила могла бы быть вызвана главным образом скоростью, направленной назад благодаря конусу сжатого газа.

Автору уже удалось ввести ионы в поток воздуха при атмосферном давлении (патент США № 1 363 037, озаглавленный «Метод и средства получения электризованных струй газа», от 21 декабря 1920 г.), а под руководством автора Л. М. Слипер в Университете Кларка получил потоки ионизированных металлических паров, которые, видоизменив аппарат, можно легко превратить в потоки металлических ионов. По существу, единственные неизвестные факторы — это состав, температура и давление воздуха впереди и по бокам тел, имеющих скорость в несколько миль в 1 с на больших высотах в атмосфере, а также отношение подъемной силы к сопротивлению при таких скоростях на больших высотах.

Было бы очень желательно провести испытания с ракетами, падающими вертикально с очень большой высоты или же возвращающимися на Землю по тангенциальной траектории, по крайней мере частично. Было бы желательно присутствие оператора, а не одних только регистрирующих приборов. Тогда появилась бы возможность не только определить существующие условия, но и дополнительно провести испытания с движительными устройствами; можно было бы также определить наилучшую форму аппарата, лучший материал для покрытия, например: сталь внизу аппарата и огнеупорный целлулоид или же тонкий кварц сверху, и наилучшие способы создания движения на каждой высоте.

РАННИЕ ИДЕИ ПО ИССЛЕДУЕМОМУ ВОПРОСУ

Ниже приведены предложения, записанные автором в записных книжках, по общим вопросам высотных исследований и межпланетных полетов с января 1906 по август 1912 г. Они представляют особый интерес в связи с нынешним докладом, поскольку большинство мыслей, здесь содержащихся, воплощены в этих ранних записях [12].

Тетрадь 1

До 5 января 1906 г. Упоминание о более раннем предложении, касающемся использования энергии Солнца для движения.

До 5 января 1906 г. Упоминание о более раннем предложении, касающемся уклонения от метеоров путем использования отраженных от них волн, а также предотвращения столкновений путем полета в метеорном потоке.

18 февраля 1906 г. Первое предложение относительно получения высокоскоростного потока частиц путем соединения потока положительных и отрицательных ионов, испускаемых соответственно с поверхности высокоположительного и высокоотрицательного потенциала, и движения, создаваемого за счет противодействия этому потоку*.

2 марта 1906 г. Обсуждено использование солнечной энергии.

12 ноября 1906 г. Отправление с Земли по наклонной траектории.

Июнь 1907 г. Использование водорода и кислорода, обеспечивающих непрерывное горение в ракете, поднятой воздушными шарами; труба на нижнем конце для отбрасывания газов показана на рисунке. (Первая статья о движении ракеты, затрагивающая проблему использования тепла от радиоактивных частиц, была написана в 1907 г.)

Июль 1907 г. Движение аппарата, создаваемое с помощью реакции, а также за счет солнечной энергии, преобразованной в электрическую; положительные и отрицательные заряды подводятся к сравнительно большим массам вещества, которое затем отбрасывается сильными электростатическими полями. Кроме того, (18 августа 1907 г.) получена кривая скорости, соответствующая минимуму сопротивления воздуха при прохождении через атмо-

---

* Поддержание одинаковых скоростей ионов неодинаковых атомных весов для предотвращения возможности уноса энергии ионами, обладающими высокой скоростью, без значительного противодействия было предложено автором в официальном заявлении, озаглавленном «К вопросу об электростатическом отталкивании вещества в связи с принципом высотной ракеты», от 21 августа 1925 г.; при этом предполагалось автоматически доводить потенциал основного корпуса ракеты до такой величины, которая обеспечивала бы равенство скоростей.

сферу и демонстрирующая низкую скорость в плотной части атмосферы и постоянное ускорение за ее пределами*.

9 августа 1907 г. Солнечная энергия, абсорбируемая эквивалентом абсолютно черного тела.

Тетрадь 2

14 ноября 1907 г. Направление солнечной энергии в отверстие полого тела, которое должно быть практически абсолютно черным телом, при помощи устройства, обеспечивающего автоматическое попадание солнечной энергии в отверстие и включающегося всякий раз, когда эта энергия попадает на одну или другую сторону отверстия. Каждый солнечный двигатель обеспечивает свое собственное движение путем отталкивания наэлектризованных частиц для устранения необходимости крепления зеркал и рам вместе. Зеркала получают путем покрытия металлом тонкого легкого материала. Начальный подъем аппарата осуществляется с помощью воздушных шаров **.

---

* 19 августа 1925 г. автор выполнил эксперимент по передаче положительных зарядов веществу (получение электронов является, конечно, делом легким), в результате которого платиновая проволочка диаметром 0,004 дюйма выделила в вакууме значительное количество положительного электричества при красном накале после того, как ее потерли кусочком калия. Процесс продолжался бы и дольше, если бы проволока, когда ее натирали калием, была бы горячей. Под руководством автора эту работу продолжал Л. М. Слипер, испаряя калий на платине в вакууме. В июне 1926 г. он получил степень магистра наук в области физики в Университете Кларка; его диссертация называлась: «Эмиссия положительного электричества из калия, нагреваемого на платиновой нити в вакууме».

** Относительно быстрого поглощения солнечной энергии в полом теле, когда солнечная энергия падает на черную металлическую поверхность, автор 28 апреля 1927 г. дал объяснение в «Официальном заявлении относительно четырех общих методов использования солнечной энергии» по поводу использования центробежной силы, заставляющей жидкость давить на изогнутую металлическую поверхность, на другую сторону которой падает солнечное отражение. В том же самом официальном заявлении описывалось нагревание черной металлической мелкоячеистой сетки, помещенной у горловины сопла и нагреваемой со стороны, противоположной соплу, т. е. с которой вода поступает в сетку.

В более раннем официальном заявлении, озаглавленном «К вопросу об использовании солнечной энергии в связи с принципом высотной ракеты», от 21 августа 1925 г., автор описывал использование черной сетки, через которую протекала вода, при этом солнечное излучение падало на ту сторону сетки, с которой вода выходила в виде пара; преимущество состояло в том, что тепло использовалось на стороне, где возникает пар, что позволяло избежать любого загрязняющего действия.

Под руководством автора эксперименты, имеющие отношение к этой проблеме, проводил К. Ф. Беннер. Результаты были изложены м-ром Беннером в его диссертации на степень магистра наук, защищенной им в Университете Кларка в июне 1927 г.; заглавие диссертации: «Изучение быстрой передачи тепла с металлических поверхностей». Это исследование включало и изучение тепла, передаваемого воде от металлов, нагреваемых электрическим способом. Некоторые из этих металлов были изготовлены в виде прямой тонкой фольги, а другие — в виде изогнутой фольги, с тем

18 ноября 1907 г. Специально упомянуты ракеты, поднимаемые первоначально при помощи воздушных шаров.

18 ноября 1907 г. Движение за счет отбрасывания нагретого воздуха, когда ракета с солнечным двигателем проходит через атмосферу. Жесткость плоскостей достигается при помощи некоторых средств, следствием чего является увеличение их площади.

10 января 1908 г. Посылка пакетов с взрывчатым веществом на аппарат, испытывающий недостаток топлива, которые затем направляются в сторону аппарата при помощи бортовых средств; эти пакеты посылаются тогда, когда аппарат уже настолько израсходовал топливо, что на оставшемся топливе не может покинуть пределы Земли.

10 января 1908 г. Посадка на планету в результате полета по кривой и уменьшения скорости за счет трения воздуха с помощью парашюта.

11 января 1908 г. Количество взрывчатого вещества на аппарате достаточно для управления в полете вокруг планеты, удержания аппарата на безопасной высоте и возвращения на Землю в нужное место для посадки.

16 января 1908 г. Использование бойлеров на солнечной энергии; излучение проникает сквозь прозрачные окна и поглощается внутри жидкой средой, это описывается и иллюстрируется. Кроме того, использование в этой связи турбогенераторов для производства электрического тока, которые выполняются очень легкими, поскольку все силы действуют между близко расположенными частями*.

20 февраля 1908 г. Движение в атмосфере при помощи «электрического ветра».

4 апреля 1908 г. Обсуждение ракеты, практически состоящей почти полностью из ракетного топлива. Предложено также применение теории паровой турбины к реактивным двигателям.

8 апреля 1908 г. Визуальное слежение за аппаратом при помощи лучевых экранов, при этом у аппарата имеется источник монохроматического света.

чтобы заставить поток давить на эту фольгу при помощи центробежной силы. Проводились также эксперименты с проволочками и тонкой проволочной металлической сеткой.

* В связи с применением очень легких материалов для механических частей, креплений и зеркал, которые должны использоваться при низкой температуре в межпланетном пространстве, Д. Е. Хиггинс под руководством автора исследовал свойства легких металлов и сплавов при температуре жидкого кислорода, в особенности литиевых сплавов с целью получения металла с плотностью, несколько большей чем 0,5, который был бы прочен при такой низкой температуре. Обнадеживающий результат был получен с литиево-марганцевым сплавом. Эти результаты представлены в его диссертации на получение степени магистра наук в области физики в Университете Кларка под заглавием «Изучение легких металлов и сплавов при низких температурах».

16 мая 1908 г. Использование солнечной энергии в аппарате с воздушным винтом.

16 мая 1908 г. Использование на аппарате тонких оболочек, жесткость которым придается при помощи сжатого водорода.

Тетрадь 3

23 мая 1908 г. Использование гироскопов, в связи с применением кинокамеры.

19 июня 1908 г. Посылка камеры вокруг планеты. Кроме того, применение концентрических слоев для показа необычных цветов при возвращении кинокамеры через атмосферу, чтобы отличить ее от метеора. Засылка специального аппарата на аппарат, находящийся на большой высоте, для обеспечения обратного путешествия.

29 июня 1908 г. Использование самолетного принципа для мягкой посадки на планету с помощью плоскостей, перпендикулярных к направлению движения, чтобы создать значительное сопротивление, пока скорость не будет достаточно снижена, а затем использовать эти плоскости, как на обычном самолете.

29 июня 1908 г. Производство на планетах водорода и кислорода с помощью солнечной энергии *.

23 августа 1908 г. Автоматическое управление движением аппарата по высоте для поддержания постоянной температуры плоскости при посадке на планету.

25 августа 1908 г. Использование концентрических слоев вокруг снаряда или камеры, возвращающихся сквозь атмосферу, для предотвращения разрушения, вызванного нагревом.

1 сентября 1908 г. Получение заряженных частиц из струи, направляемой на пластины раскаленного металла **.

15 октября 1908 г. Общее рассуждение об использовании самолетов с зеркалами, воздушными винтами, солнечной энергией и турбинами. Крылья выпущены для удержания аппарата в атмосфере при скорости, превышающей 5 миль/с, а также при посадке. Обеспечивается реакция против воздуха, проходящего сквозь пространство между плоскостями, а не под одной-единственной

---

* Устройство для производства водорода и кислорода путем электролиза под высоким давлением, готовых к сжижению, описывается в патенте № 1 154 009, выданном автору 21 сентября 1915 г. и озаглавленном «Аппарат для производства газов».

** Рассел Б. Гастингс получил степень магистра наук в области физики в Университете Кларка в 1925 г. Его диссертация под заглавием «Эмиссия электричества с веществ на раскаленном углероде» освещает часть проблемы получения зарядов путем выпаривания. В этой работе металлы, сплавы, смеси и химические соединения давали довольно большое количество положительных, отрицательных и смешанных ионов при подаче на углерод при 2500° С и давлении воздуха в 10 мм [рт. ст.]. В каждом случае ионизированная масса составляла малую часть общей массы.

плоскостью. Вещество выбрасывается электрическим током, проходящим через него, или же отталкиванием заряженных частиц внутри него. Использование конуса или воздушного мешка вне аппарата для того, чтобы нагревались они, а не аппарат. Управление при помощи отображения планет на поверхности, чувствительной к свету.

25 октября 1908 г. У самолета на очень больших высотах скорость воздуха, направленная вниз, когда воздух покидает плоскость, должна быть одинаковой на всех скоростях. Это достигается в том случае, если на больших скоростях самолет поднимается на высоту с пониженной плотностью, а угол плоскости с горизонталью в это время уменьшается.

Тетрадь 4 [13]

26 декабря 1908 г. Посылка взрывчатого вещества, которое излучает особый цвет, на темную сторону молодой Луны.

21 января 1909 г. Использование телескопа, который передает только монохроматический свет с помощью установки призмы Николя для передачи лишь узкой полосы длины волн.

24 января 1909 г. Использование составных ракет [14].

9 февраля 1909 г. Запись первых экспериментов по измерению коэффициента полезного действия ракеты в Политехническом институте в Вустере [14].

6 апреля 1909 г. Облет планеты по эллипсам при использовании солнечной энергии для уменьшения скорости аппарата; и наконец, использование плоскостей в атмосфере. Длина аппарата не имеет значения на больших скоростях вследствие вакуума, образующегося позади него.

9 июня 1909 г. Использование жидкого водорода и кислорода.

11 июня 1909 г. Жидкий водород и кислород, подаваемые, как и в случае бензиновых двигателей.

23 августа 1909 г. Чтобы угол с горизонталью был постоянным, подъемная сила должна постоянно увеличиваться за счет увеличения скорости; при этом энергия будет увеличиваться пропорционально первой степени скорости, поскольку сопротивление воздуха, направленное вниз, будет возрастать. Кроме того, во время подъема аппарат должен кружить над освещенной стороной Земли.

1 января 1910 г. Использование плоскости с полой или же вогнутой верхней поверхностью, боковые стороны которой покрыты прозрачным материалом, внутри нее установлены зеркала; и то и другое описывается и иллюстрируется.

2 января 1910 г. Полет аппарата в перевернутом положении на скоростях, превышающих 7 миль/с.

2 января 1910 г. Проект использования водорода и кислорода, солнечной энергии, а также увеличения скорости на первой половине пути и ее уменьшение на другой половине.

3 января 1910 г. Движение с помощью электрических дуг в воздухе при высокочастотном переменном токе и применение рентгеновых лучей с тем, чтобы сделать воздух хорошим проводником на некотором расстоянии от поверхности аппарата.

30 января 1910 г. Отталкивание сравнительно большого количества воздуха плоскостями при использовании сравнительно малой отбрасываемой массы *.

10 февраля 1910 г. Установка на Луне обсерватории и производство на Луне водорода и кислорода, необходимых для движения.

12 февраля 1910 г. Придание жесткости большим поверхностям путем их удвоения, а также введением водорода в пространство между ними.

25 февраля 1910 г. Вертикальный подъем на некоторое расстояние посредством ракетного действия, а затем поперечное движение с использованием плоскостей и солнечной энергии.

26 февраля 1910 г. Плоскость находится внутри ракеты, наружная часть ракеты отбрасывается после израсходования топлива.

27 февраля 1910 г. При возвращении сделать кинокамеру, плавающей в атмосфере на воздушном шаре и спускаемой по желанию при помощи радиоволнового устройства.

8 мая 1910 г. Эскиз водородно-кислородной ракеты с баками, камерой сгорания и соплом. Предложение о подаче жидких компонентов, а также об использовании перепада давления в камере сгорания для подачи жидкости.

3 августа 1910 г. Общая теория ракеты, включающая использование водорода и кислорода.

3 августа 1910 г. Использование на плоскостях камеры, мимо отверстия которой воздух движется так быстро, что создает в ней вакуум.

5 августа 1910 г. Движение за счет отталкивания проводящего воздуха магнитными полями, движущимися вдоль аппарата при использовании трехфазных токов.

27 ноября 1910 г. Уравновешивание уменьшения силы тяжести, действующей на пассажира, созданием ускорения, а пассажир при этом находится на вращающемся столе, крутящемся с определенной скоростью.

23 июля — 1 августа 1912 г. Раздельное хранение жидких ракетных топлив, чтобы избежать сгорания в случае столкновения с метеором.

---

* Введение ионов в воздух при атмосферном давлении, а также малых количеств ионизованного воздуха в сравнительно большие массы воздуха было проведено экспериментально в Университете Кларка в 1916—1917 гг. под руководством автора Г. Хэпгудом (бакалавр наук, 1918 г.) и Уолтером Ф. Тру (бакалавр наук, 1917 г.) и описывается в докладе за март 1920 г. Этот метод описывается также в патенте США № 1 363 037 от 21 декабря 1920 г., озаглавленном «Метод и средства получения электризованных струй газа». В этом патенте было специально оговорено движение ракеты при помощи такого высокоскоростного потока газа.

26 июля — 1 августа 1912 г. Использование солнечной энергии для отталкивания капелек воды, образующихся при сгорании водорода и кислорода; высокая скорость достигается путем электростатического отталкивания *.

Тетрадь 5 [15]

26 июля — 1 августа 1912 г. Общая теория реактивного движения, представленная более полно, чем в тетради 4.

---

* Т. Е. Бойль начал работу по аналогичному вопросу в Университете Кларка в сентябре 1928 г. для одного из разделов своей диссертации на степень магистра физики, исследуя электричество, создаваемое струей пара (то, что впервые наблюдалось Армстронгом). Возможным практическим результатом этой работы может быть электризация высокоскоростной струи пара за счет трения о стенки сопла.

ЗАЯВЛЕНИЕ ОТНОСИТЕЛЬНО ЖЕЛАТЕЛЬНОСТИ ПЕРЕИЗДАНИЯ ПАТЕНТОВ США № 1 102 653 и 1 103 503 В ИНТЕРЕСАХ НАЦИОНАЛЬНОЙ ОБОРОНЫ [1]

Розуэлл, 22 января 1931 г.

Два рассматриваемых патента (№ 1 102 653 и 1 103 503, выданные в июле 1914 г.) защищают принципы применения сопел в ракетах с целью обеспечения высокой степени использования теплоты топлива и применения последовательной подачи порций топлива в камеру сгорания с тем, чтобы получить возможность сделать ракету легкой по отношению к топливу и тем самым обеспечить достижение больших диапазонов действия.

За шестнадцать с половиной лет, в течение которых действовали упомянутые патенты, вся ракетная область настолько хорошо охвачена ими, что нет необходимости выдавать другие патенты, которые бы нашли приложение в свете тех разработок, которые ведутся.

Теперь, однако, возникает необходимость подачи заявок на патенты по конструктивным деталям в связи с тем, что большое число людей занимается разработкой ракет, особенно за рубежом. Поскольку некоторые из этих деталей имеют как обычное коммерческое, так и военное применение, представляется желательным, с точки зрения национальной обороны, чтобы эти два основных патента были переизданы, а патенты на детали, которые могут иметь военное применение, были засекречены.

Вероятно, наиболее важное военное значение их будет в области аппаратов тяжелее воздуха в качестве вспомогательных средств и в области обороны от самолетов.

Что касается создания вспомогательных средств для самолетов, то экспериментами показано, что жидкостные ракеты, использующие топливо с теплотворной способностью, примерно вдвое большей, чем у нитроглицерина, можно применять, не опасаясь взрыва, и они также управляемы в отношении тяги, как и у автомобиля. Военное применение на самолетах включает разгон при взлете, торможение при посадке и быстрое достижение высоких скоростей на короткие периоды при маневрировании [2]. Следует также заметить, что высокоскоростные самолеты будущего, несомненно, будут снабжаться такими двигательными системами,

и определенные круги начинают признавать это. В этой связи необходимо упомянуть, что эксперименты показали возможность работы турбинных лопаток от струи жидкостной ракеты [3].

Оборона самолетов является наиболее важной из возможных областей применения жидкостной ракеты, поскольку в настоящее время единственный общепринятый метод борьбы с самолетами состоит в использовании других самолетов. Результаты экспериментов с жидкостной ракетой, полученные к настоящему времени, свидетельствуют, что она может развить скорость в несколько сотен миль в час за несколько секунд и что полет происходит устойчиво даже без автоматической стабилизации. Этот быстрый разгон в любом направлении в сочетании с контролем полета по радио (проблема, которая уже решена в связи с торпедами) дает возможность использовать жидкостную ракету в качестве воздушной торпеды против пилотируемых и непилотируемых самолетов, снаряженных взрывчатыми веществами. Ракеты могут не только нести взрывчатые вещества, но используемые для их движения жидкости можно приготовить так, что оставшаяся их часть в момент соударения может либо произвести взрыв сама по себе, либо выделить большое количество тепла, напоминая по действию термит [4].

Следует отметить в этой связи возможность разработки автоматической воздушной торпеды, использующей жидкостный ракетный двигатель. Если такие ракеты снабдить устройствами для автоматического наведения их на источник инфракрасных лучей и пучки таких волн посылать с земли, то они будут отражаться от металлических частей самолетов или дирижаблей и служить, таким образом, для наведения ракет, движущихся по направлению вверх, на эти аппараты даже в дыме или тумане. Очевидно, что потребовалось бы два таких пучка инфракрасных лучей, так как в противном случае ракеты направлялись бы автоматически на любой источник тепла, находящийся над ними. Этот вид контратаки может быть осуществлен ночью без видимого освещения с земли.

Касаясь приложений к вопросам вооружения, следует пояснить, что, хоть возможности дальнего действия высокоэффективных ракет пока не продемонстрированы на практике, теоретические возможности, исследованные автором несколько лет назад [5], подтверждены многими физиками как в нашей стране, так и за рубежом.

Более непосредстванный интерес представляют результаты, которые получены с бездымным порохом высокого энергосодержания. Эксперименты показали, что высокоэффективные ракеты могут выстреливаться из труб, весящих меньше, нежели сами снаряды, при этом топливный заряд расходуется прежде, чем ракета покинет трубу, так что баллистика у ракеты такая же, как у обычного снаряда. Кроме того, испытано средство для сообще-

ния ракете вращательного движения без нарезки в направляющей трубе.

Такие трубы могут быть применены в вооружении в виде легких, простых и портативных устройств для метания таких стандартных боеприпасов, как ручные или винтовочные гранаты большой дальности, а также 3- или 4-дюймовых снарядов для использования пехотой против танков.

Наконец, многое можно сказать в пользу ракет на бездымном порохе и жидком топливе как о дополнении к тяжелым орудиям, поскольку для их изготовления потребовалось бы меньше времени и денег, для их обслуживания не понадобилось бы много обученных людей и на транспортировку их в район боевых действий и установку на позицию ушло бы меньше времени [6].

РАКЕТНАЯ ТУРБИНА ДЛЯ САМОЛЕТА[1]

28 июня 1931 г.

Со времени братьев Райт конструкция аэроплана в целом — в том, что касается основных принципов,— осталась без изменений, несмотря на почти четверть века интенсивного развития этой области во всем мире. Несомненно, у многих возникал вопрос, являются ли используемые в настоящее время принципы наилучшим образом подходящими для больших скоростей и больших высот, которые ожидаются от аэроплана, или даже в лучшем случае эти принципы отвечают лишь обычным скоростям воздушного транспорта. Такая постановка вопроса, очевидно, отражается и в том широком интересе к испытаниям ракетных автомобилей, самолетов и планеров, которые сейчас проводятся.

Целью ракетной турбины для применения на самолетах, недавно запатентованной автором этих строк [2], является не только обеспечение высокоэффективной транспортировки на обычных скоростях, но также осуществление полетов на больших высотах в стратосфере, где пропеллеры и вообще обычные аэропланные двигатели станут бесполезными.

В хвостовой части самолета, как будет видно из рисунков [3], имеются два пропеллера, каждый из которых имеет обод, на котором укреплены турбинные лопатки. Каждый набор лопаток окружен обтекаемым кожухом, чтобы свести к минимуму сопротивление воздуха. Когда самолет находится в плотных слоях атмосферы, струя ракетного двигателя, находящегося в хвосте самолета, ударяет в турбинные лопатки, и, таким образом, энергия струи воспринимается пропеллерами. Когда самолет летит на очень большой высоте, то, как это видно на рисунке самолета, летящего в стратосфере, пропеллеры и кожуха отодвигаются в сторону и оказываются вне газовой струи. В этом случае движение обеспечивается только ракетной струей, а пропеллеры бездействуют.

Когда мы рассматриваем первый случай, т. е. обычные скорости в плотных слоях атмосферы, то на первый взгляд прямое действие ракеты для создания движения может показаться великолепной заменой обычного бензинового двигателя и пропеллера по следующим причинам. Во-первых, это — внутренняя простота спо-

соба применения реактивного или ракетного метода с механической точки зрения. Во-вторых, вследствие того факта, что из-за малых тепловых потерь КПД ракеты может быть выше, чем у двигателя Дизеля или паровой турбины, или же, другими словами, больший процент располагаемого тепла может быть превращен в энергию движения истекающих газов, чем при превращении в механическое движение, которое происходит у любого из этих тепловых двигателей [4].

Истина, однако, заключается в том, что прямой ракетный метод при низких скоростях практически бесполезен. И это было признано многими специалистами по аэронавтике. Например, в докладе по реактивному движению самолетов перед Национальным консультативным комитетом по аэронавтике д-р Эдгар Букингем из Бюро стандартов показал, что даже при наилучшем прямом действии ракета на любых обычных скоростях самолетов будет, несомненно, гораздо менее эффективна, чем обычные двигатели с пропеллером.

Чтобы понять, почему это так, мы должны вспомнить, что энергия, которой обладает движущийся объект, зависит от квадрата скорости. Отсюда можно видеть, что высокоскоростные газы ракеты, истекающие в сторону хвостовой части, уносят с собой почти всю механическую энергию, развиваемую струей, и лишь малая часть ее передается самолету. В качестве конкретного примера предположим, что скорость газов равняется 4000 фут/с, а скорость самолета — 80 миль/ч. В этом случае около 95% энергии, развиваемой струей, уносится в качестве энергии движения газов и всего 5% передается самолету. Даже если скорость самолета равнялась бы 160 миль/ч, то ему все равно не удалось бы получить более 10% энергии струи. Часть энергии, отданной самолету, была бы еще меньше в случае очень эффективной ракеты, у которой скорость газов превосходила бы 4000 фут/с [5]. В настоящем изобретении почти вся энергия струи должна передаваться пропеллерам и газы будут вытекать из турбины с очень низкой скоростью. Собственно, потеря энергии была бы, в основном, потерей на пропеллерах, которая относительно невелика.

Имеется и ряд других возможностей использовать ракету в плотных слоях атмосферы. Так, можно установить ракеты на обыкновенный самолет с тем, чтобы обеспечить быстрое ускорение на взлете и быстрое торможение при приземлении, чтобы сделать и приземление, и взлет самолетов более безопасным. Далее, предлагается использовать ракеты на военных самолетах с тем, чтобы получить возможность быстрого маневрирования в воздухе в критические моменты. Новая ракетная турбина в этих случаях дала бы в несколько раз больший эффект, чем самые лучшие ракеты прямого действия.

Ракетная турбина предназначена не только для эффективного действия в плотных слоях атмосферы при помощи пропеллера, но она устроена так, чтобы, как это уже объяснялось, турбинные ло-

пасти могли частично или полностью быть отведены от ракетной струи, и частично действие ракеты может быть использовано там, где воздух не слишком разрежен для пропеллера, и полно — там, где пропеллер из-за большой разряженности не создает реакции. При возвращении в плотные слои атмосферы пропеллеры будут, конечно, опять использоваться [6].

Представляется важной возможность использования прямого действия ракеты на больших высотах, поскольку, как это хорошо понимают инженеры, ракета является самым эффективным типом реактивного движителя при очень больших скоростях. Возражение, связанное с низкими скоростями, а именно — что быстро движущиеся газы уносят с собой почти всю энергию, при высоких скоростях отпадает по той причине, что самолет движется быстрее, а истекающие газы имеют малую скорость по отношению к земле. Морис Руа [7], пишущий для «La Technique Aéronautic», подсчитал, что ракетное движение эффективнее, чем движение при помощи пропеллеров при скоростях более 600 миль/ч. Будет интересным добавить, что при испытаниях при давлении воздуха, которое, как предполагают, существует на высоте 30 миль, был получен КПД на 20 % и выше больший, чем при плотности воздуха на уровне моря.

Вес топлива на заданный полет будет зависеть от того, используется ли для поддержания горения атмосфера или же кислород находится в самолете в жидком виде. Кажется более вероятным, однако, что первостепенное внимание будет уделено характеристикам и что вес топлива является вопросом вторичной важности для любых средств, способных совершать полеты на очень больших скоростях в стратосфере, выше уровня штормов и туманов.

Невозможно сказать, когда самолет будет оснащен новой ракетной турбиной, пригодной для полетов. Субсидия, на которой автор этих строк работает сейчас в Нью-Мексико, обеспеченная покойным Даниэлем Гуггенхеймом, предназначена для разработки высотных ракет и проведения исследований с помощью приборов, поднимаемых этими ракетами. Однако, интересно, по-видимому, упомянуть, что в 1930 г. в Кемп-Девенсе проводились испытания турбин с пропеллерами, приводимыми в действие газами от неподвижных ракет на жидком топливе. При одном испытании турбинные лопатки, выполненные из тонкой стали, оказались недостаточно прочно прикрепленными к ободу и были отброшены более чем на 50 футов из-за возникшего в результате вращения с большой скоростью. Во втором испытании, в котором лопатки закреплялись более жестко, работа была удовлетворительной, и лопатки не были повреждены.

Нынешние испытания ракет интересны также в том отношении, что они продемонстрировали действие ракеты, дающей струю в 200 л.с. на 1 фунт веса камеры сгорания. В пользу этого метода можно сказать, что он не только основывается на крепкой теории,

но и что оказались осуществимыми на практике сами по себе все его разнообразные элементы.

Неспециалист может спросить: «А как далеко, вы полагаете, сможет летать самолет в пространстве за пределами досягаемости человека?». Расстояние это, в основном, зависит от размеров самолета и веса топлива. Лучше всего, вероятно, можно ответить на этот вопрос, отослав к моей статье в сборнике трудов Смитсонианского института за 1919 г. [8], в которой был сделан вывод, что ряд последовательных ракет постепенно уменьшающихся размеров, каждая из которых включается после того, как предыдущая израсходует свое топливо, может достичь бесконечно большой высоты. Предлагаемая ракетная турбина, используемая на первой из последовательно включаемых ракет, означала бы, что атмосфера, вместо того, чтобы быть средством сопротивления и помехой, стала бы полезной как средство обеспечения реакции на первом этапе такого путешествия.

ОТЧЕТ О РАБОТАХ ПО РАКЕТАМ В РОЗУЭЛЛЕ [1]

Розуэлл, 15 декабря 1931 г.

ВВЕДЕНИЕ

Последний письменный доклад [2] касался создания мастерской, башни для статических испытаний и еще одной башни для летных испытаний. В нем также была описана предварительная работа, которая привела к полету 30 декабря 1930 г. [3], и была упомянута работа по созданию гироскопической стабилизации.

В настоящем докладе речь идет лишь об испытаниях, которые проводились с целью изучения условий, необходимых для получения высокой скорости истекающих газов, о дальнейшей разработке гироскопической стабилизации и о полетах, выполненных с целью получения удовлетворительного регулирования давления в ракете во время ее работы в воздухе, а также с целью разработки автоматических пусковых устройств.

ИСПЫТАНИЯ С ЦЕЛЬЮ ПОЛУЧЕНИЯ ВЫСОКИХ СКОРОСТЕЙ ГАЗОВ

Как уже было объяснено наблюдательной комиссии в феврале 1931 г., необходимо добиться существенно более высоких скоростей истекающих газов [4], чем те, что были достигнуты во время более ранних экспериментов, если должны быть получены такие предельные высоты, которые упоминались в докладе автора этих строк в Смитсонианский институт в 1919 г. [5] После возвращения автора из Вашингтона показалось желательным провести ряд статических испытаний, прежде чем предпринять дальнейшие полеты, чтобы узнать, если это возможно, какие условия необходимы для достижения очень высокой скорости газа.

В соответствии с этим за период с 20 марта по 28 мая были проведены десять статических испытаний. В них варьировалось соотношение бензина и кислорода и размеры камеры сгорания. Этими испытаниями было доказано, что высокая скорость газа, или, другими словами, очень эффективная работа камеры сгорания, зависит главным образом от размеров камеры. Достигнутый результат равнялся 6500 фут/с, т. е. скорость была достаточно велика, насколько это можно было ожидать от камер с размерами,

применявшимися до сих пор. Типичное оборудование для статических испытаний показано на рис. 1 [6].

Лабораторные испытания, проведенные с марта 1931 г., и одно статическое испытание 23 ноября 1931 г. показали, какие изменения окажется желательным внести в большие камеры по срав-

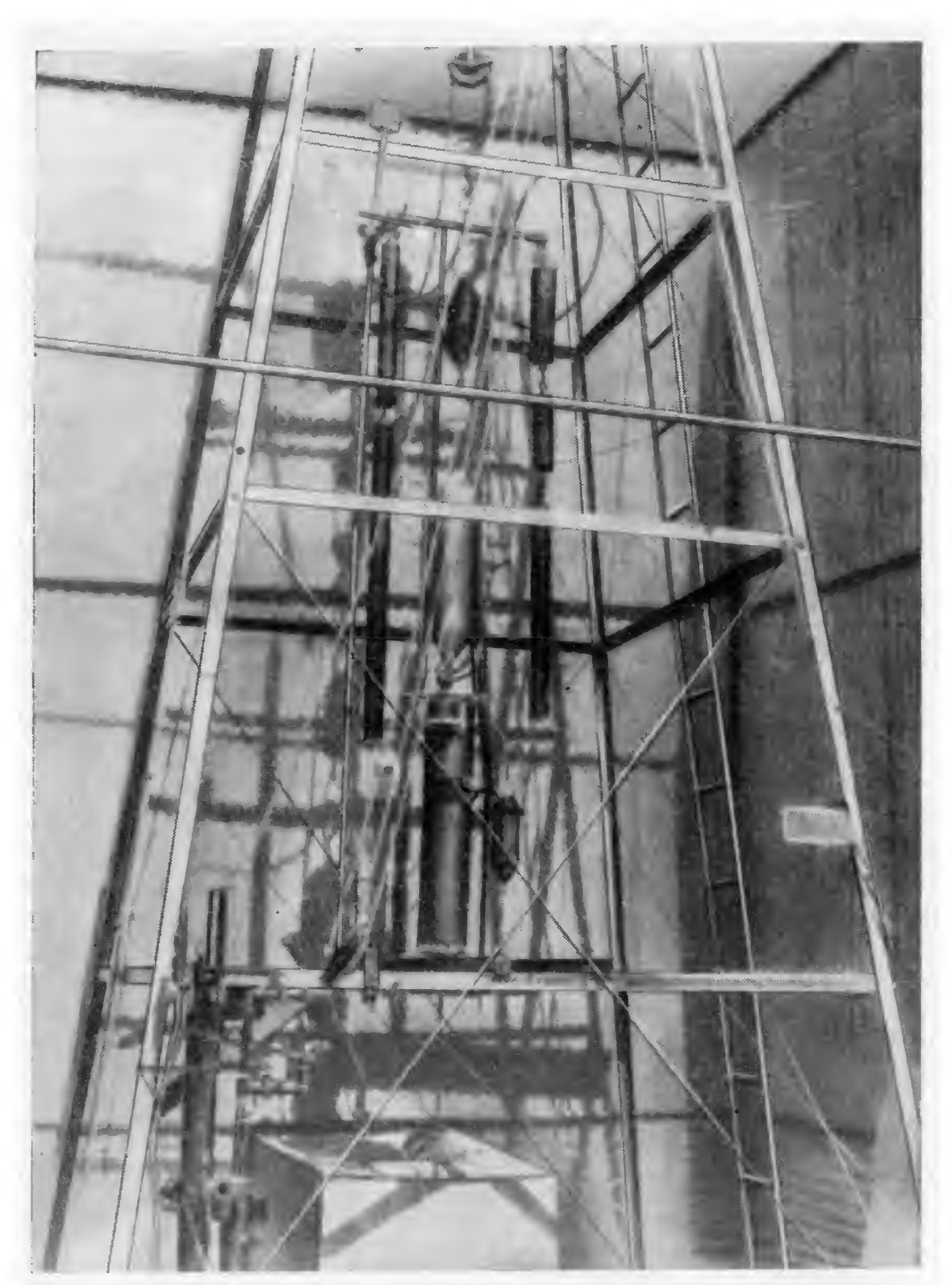


Рис. 1. Перед испытанием в статической башне 19 мая 1931 г.

нению с применяемыми в настоящее время. Тяга больших камер, использовавшихся при статических испытаниях, колебалась от 250 до 300 фунтов. Как только были решены вопросы регулирования давления и стабилизации, возникло намерение использовать камеру сгорания, развивающую тягу от 1000 до 1500 фунтов, которая в нынешних условиях настолько же велика, насколько и реальна.

РАЗРАБОТКА АВТОМАТИЧЕСКОГО ПУСКА РАКЕТЫ

Пуск ракеты на жидком топливе не такое уж простое дело. Для этого должно быть выполнено несколько операций, причем некоторые из них должны следовать одна за другой в максимально быстрой последовательности, для других же требуется определенный, хоть и сравнительно короткий, интервал времени. При выполнении полета 30 декабря 1930 г., о котором уже сообщалось комиссии, необходимо было, чтобы три человека одновременно оперировали десятью управляющими кордами, и на пуск потребовалось значительно более 1 мин.

Прежде чем предпринять дальнейшие полеты, представлялось весьма желательным разработать электрический метод пуска ракеты. При таком методе можно было бы исключить элементы участия человека, на которого не всегда можно положиться из-за волнения, вызванного запуском. Кроме того, если управление будет осуществляться с большого расстояния, можно будет избежать опасности для операторов в случае, если стабилизация или какое-либо другое устройство откажется действовать должным образом и ракета не пойдет по плавной траектории. В сравнении с ручным управлением здесь сказывается и преимущество в экономии времени, а следовательно, сокращаются потери топлива до пуска.

Полный комплект оборудования для пуска ракеты был создан летом. Было устроено так, что ракета приводилась в действие нажатием единственной кнопки из укрытия на расстоянии в 1000 футов, после чего ракета взлетала менее, чем через 9 с. На случай же, если ракета не срабатывала нужным образом, была предусмотрена другая кнопка, с помощью которой можно было остановить ракету до ее отрыва.

После нескольких доработок, основанных на приобретенном опыте, этот метод дал очень хорошие результаты и использовался во всех последующих полетах. Пусковое оборудование, которое будет описано ниже, вместе с ракетой, готовой к запуску, показаны на рис. 6.

ГИРОСКОПИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ

После возвращения автора этих строк в феврале были предприняты дальнейшие лабораторные испытания гироскопов и управляющих устройств с целью обеспечения автоматической стабилизации во время полета. Было обнаружено, что механизм, сконструи-



Рис. 2. Гироскоп для автоматического управления

рованный ранее, не был независимым от температуры, и если температура становилась низкой, то он мог «замерзнуть». Лабораторные испытания шли параллельно с уже упоминавшимися статическими испытаниями и с разработкой автоматических пусковых устройств вплоть до 5 сентярбя, когда был изготовлен механизм, полностью не зависящий от температуры. Окончательный вид гироскопа показан на рис. 2.

Это контролирующее устройство не испытывалось в полетах, так как результаты были бы неопределенны, пока реактивная сила не была постоянной. Испытания, предпринятые с целью получить постоянную реактивную силу во время полета, описаны в следующем разделе.

ИСПЫТАНИЯ АВТОМАТИЧЕСКОГО РЕГУЛИРОВАНИЯ ДАВЛЕНИЯ

Во время полета 30 декабря 1930 г. внутреннее давление в ракете поддерживалось при помощи баллона со сжатым газом, заполненным под высоким давлением до полета. Эта система работала вполне удовлетворительно и продемонстрировала, что ракета функционирует хорошо даже при быстром ускорении во время полета и что траектория плавная и не подвержена, как предполагали некоторые специалисты по баллистике, неустойчивости и неустранимым отклонениям. Однако для больших высот этот метод поддержания давления, хотя он и прост, не желателен, поскольку газовые баллоны весят примерно треть от общего веса пустой ракеты.

Было применено автоматическое устройство, имевшее очень малый вес и проверенное в работе при испытании на статической башне. Кроме того, ракета была покрыта обтекаемой оболочкой не только для того, чтобы уменьшить сопротивление воздуха, но и чтобы обеспечить наибольшую устойчивость, по возможности без автоматического контроля.

Однако было установлено, что этот регулятор давления, хоть и работает отлично в статической башне, для выполнения же действительных полетов требует некоторой модификации. В первом полете из этой серии, 29 сентября, внутреннее давление было

Рис. 3. Перед испытанием 29 сентября 1931 г.



Рис. 4. Транспортировка ракеты, 1931 г.

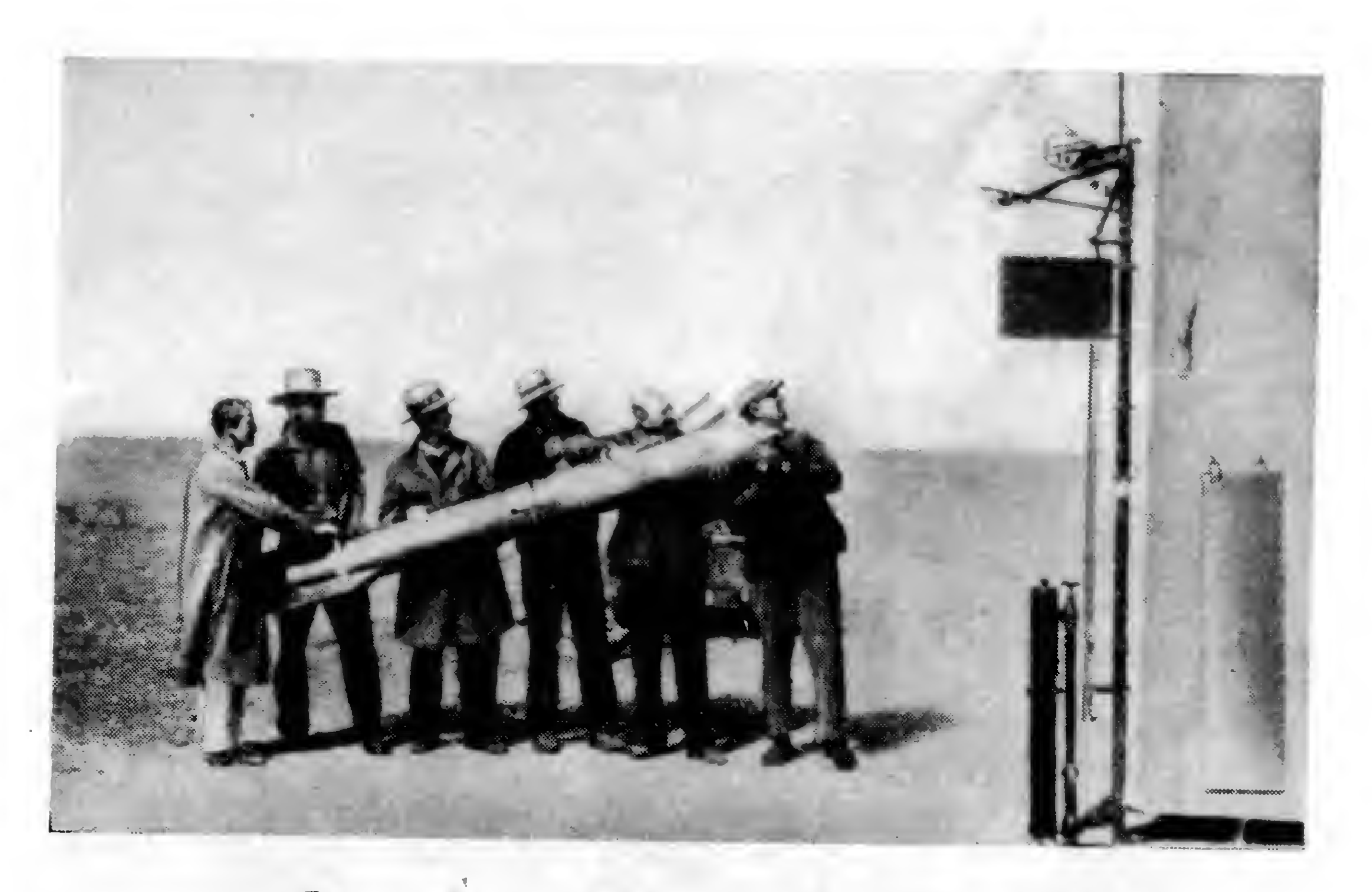


Рис. 5. Ракета, испытанная 27 октября 1931 г.

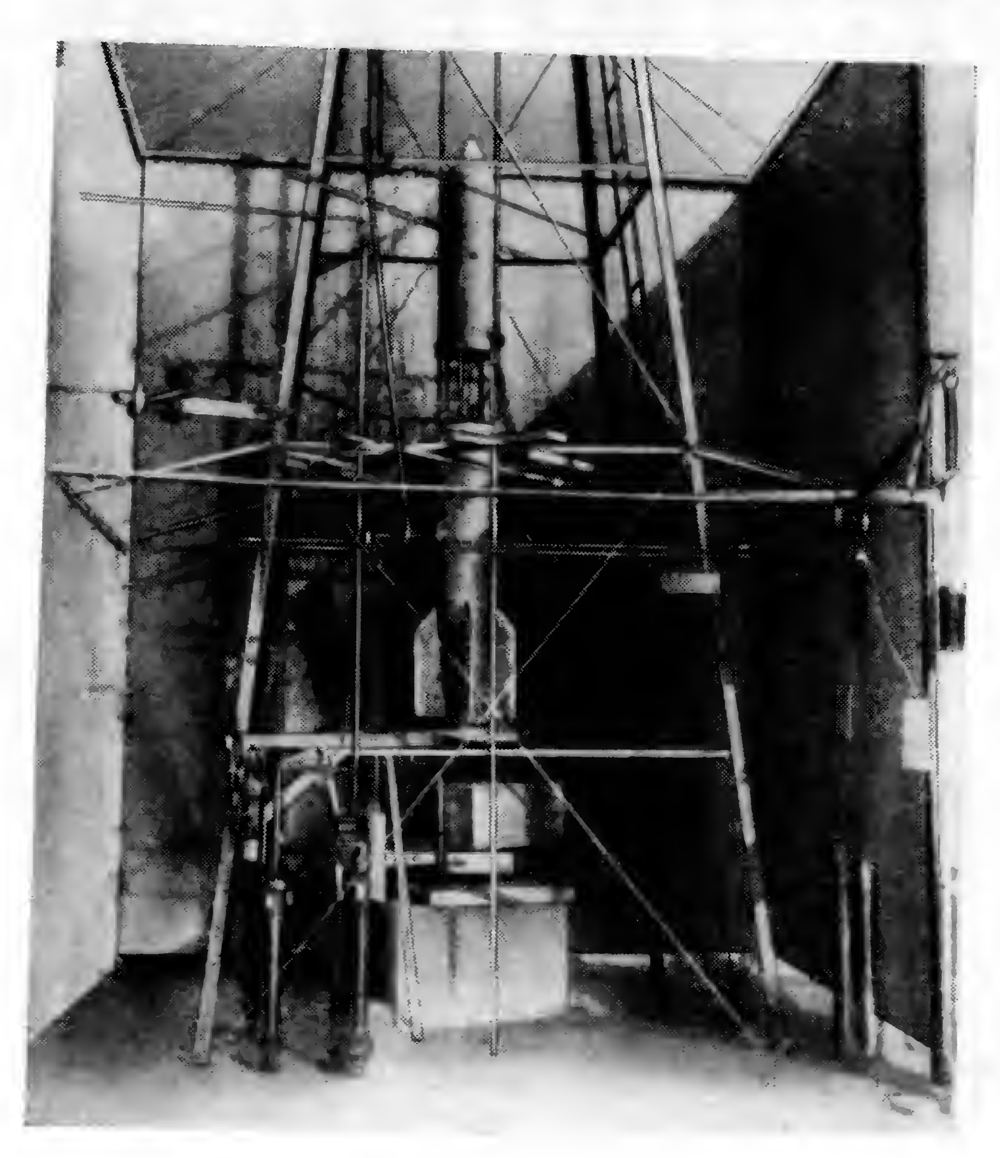


Рис. 6. Ракета перед испытанием 18 ноября 1931 г.

настолько ниже рабочего давления при статических испытаниях, что ракета поднялась лишь на высоту менее 200 футов, затем медленно снизилась и приземлившись в 30 футах от укрытия, находившегося в 50 футах от башни, скользила около 500 футов по земле, таким образом случайно продемонстрировав разумность использования устройства для дистанционного управления. Ракета, применявшаяся в этом испытании, показана на рис. 3[6]. Способ транспортировки ракет, при котором можно избежать повреждения хрупких элементов конструкции, показан на рис. 4.

В последующих испытаниях, с усовершенствованным регулированием давления, ракета поднялась на высоту около 2000 футов и опустилась в полумиле от башни. На ракете был установлен прибор, записывавший изменение внутреннего давления во времени. Прибор показал, что давление, хоть и достаточно постоянное и явно более высокое, чем при испытании 29 сентября, однако не столь высокое, каким должно быть, и этим объясняется сравнительно низкое значение достигнутой высоты. Теперь бо́льшая часть времени посвящена модификации и испытаниям регулятора давления с целью получить уверенность, что во время полета будет поддерживаться постоянное и высокое давление. Когда эта работа завершится, ракета будет готова к тому, чтобы на нее установили устройство гироскопической стабилизации.

На рис. 5 показана подготовка к испытаниям 27 октября, а на рис. 6 — к испытаниям 18 ноября[6].

ПРОЕКТИРОВАНИЕ ПРИБОРОВ

Главный интерес проводимых исследований в области ракет, с точки зрения ученых, заключается в подъеме на большую высоту регистрирующих приборов. И такое применение ракеты станет естественным, когда будет создана большая ракета с вполне удовлетворительным регулятором давления и гироскопическим управлением. В то же время можно было бы узнать лишь очень немногое, если послать приборы прежде, чем такая ракета будет создана и испытана.

Можно предсказать несколько условий, которым такие приборы должны до некоторой степени отвечать. В ракете, развивающей тягу от 1000 до 1500 фунтов, ускорение, вероятно, возрастет от небольшой величины при старте до максимальной, по меньшей мере в 5 раз большей, чем ускорение силы тяжести. Диаметр ракеты должен быть, вероятно, от 16 до 18 дюймов. По-видимому, все это не создаст существенных трудностей. При обсуждении любых других условий, которым должны удовлетворять приборы, возможны лишь предположения, поскольку разработка ракет на жидком топливе — это новая проблема, находящаяся на стадии исследований и абсолютно несхожая с проектированием и конструированием нового двигателя обычно используемого типа.

О РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТКАХ, ПРОВОДИВШИХСЯ В РОЗУЭЛЛЕ В 1930—1932 ГГ., И О ВОЗМОЖНОСТЯХ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТ[1]

Вустер, 19 июля 1933 г.

---

1. Содержание работы

С 1920 по 1930 г. автор на средства, предоставленные Смитсонианским институтом, проводил эксперименты с целью разработки ракеты на жидком топливе. Эти эксперименты завершились созданием такой ракеты, работающей на жидком кислороде и бензине и способной пролететь несколько сотен футов.

В 1930 г. полковник Чарлз А. Линберг заинтересовался этими исследованиями в связи с возможностью применения их результатов в авиации. Благодаря его вниманию, мистер Даниэль Гуггенхейм, ныне покойный, предоставил субсидию для проведения ракетных разработок с тем, чтобы ракеты смогли быть использованы для доставки на большие высоты метеорологических и других приборов. Такое применение ракеты не только оказалось бы важным для некоторых областей науки, но также связано с наименьшими трудностями в осуществлении среди всех возможных областей ее использования.

Работы были спланированы так, что при самых благоприятных условиях на их проведение потребуется два года при ежегодных затратах 25 000 долларов и, в случае положительного заключения наблюдательной комиссии в конце этого срока, работы продолжаются при тех же условиях еще два года. В мае 1932 г. члены наблюдательной комиссии единодушно проголосовали за продолжение работ на два дополнительных года, но наследники Гуггенхейма не сочли возможным дальнейшее финансирование работ по причине состояния их дел в то время ⟨...⟩.

2. Общий план работ

Место для работы было найдено в окрестностях Розуэлла, на востоке центральной части штата Нью-Мексико. Выбор места определился сочетанием благоприятных погодных условий и чистого воздуха с минимальной средней скоростью ветра. Кроме того, эта местность — ровная на много миль, без деревьев или каких-либо других препятствий и большей частью не заселена.

План проведения работ был следующим: после сооружения мастерской, статической башни [2] для изучения ракеты при «хо-

лостой» работе и пусковой башни в пустынном месте было решено определить наилучшие условия для работ при использовании статической башни. После этого должны были последовать испытания в поле, чтобы определить, не потребуются ли еще какие-нибудь доработки. Вслед за этим должно быть создано автоматическое управление вертикальным движением ракеты посредством гироскопа. И, наконец, уменьшение веса ракеты [3] до предельно допустимых значений с тем, чтобы стало возможным достижение наибольших высот.

В августе 1930 г. участники работ прибыли в Розуэлл. В октябре того же года было закончено строительство мастерской и в 200 футах от нее — статической башни. В ноябре в 10 милях к северо-западу от Розуэлла было завершено строительство пусковой башни высотой 60 футов.

Для защиты операторов обе башни снабжены укрытиями из рифленого железа, располагающимися на удалении 50 футов. Кроме того, на расстоянии 1000 футов от пусковой башни создано дополнительное укрытие для двух наблюдателей.

3. Результаты испытаний

Прежде чем говорить о результатах, полученных за два года (1930—1932 гг.), хотелось бы дать описание конструкции ракеты и ее действия.

а. Общие принципы действия ракеты. Действие ракеты основано на непрерывном сгорании бензина в жидком кислороде при постоянном давлении. Давление, будучи постоянным, может быть сравнительно низким — как оказалось, вполне достаточно 200—300 фунтов [на 1 кв. дюйм].

Жидкий кислород и бензин содержатся в отдельных баках на ракете и подаются в камеру сгорания насосами или давлением газа, непрерывно создаваемом в баках. Применялись и тот, и другой методы. В использовавшихся баках, вмещающих от 10 до 30 фунтов жидкого кислорода, потери на испарение за 10—15 мин были незначительны. До испытаний кислород содержится в обычных металлических вакуумированных сосудах емкостью 50 л, причем испарение при полном заполнении этих сосудов не превышало 20% в неделю.

Воспламенение производилось вспышкой пороха, в свою очередь поджигаемого при помощи электричества. Оказалось что ракету запускать совершенно безопасно, если жидкости в нее направлять из кранов, подобно воде. Таким же образом можно прекратить подачу жидкостей при окончании испытаний. Далее, если давление подачи постоянно, то и подъемная сила ракеты также постоянна.

Средство стабилизации ракеты состояло из гироскопа (рис. 1) [4], управляющего четырьмя лопастями, расположенными у отверстия сопла в задней части ракеты. Эти лопасти приводятся в действие поршнями, управляемыми давлением газов.

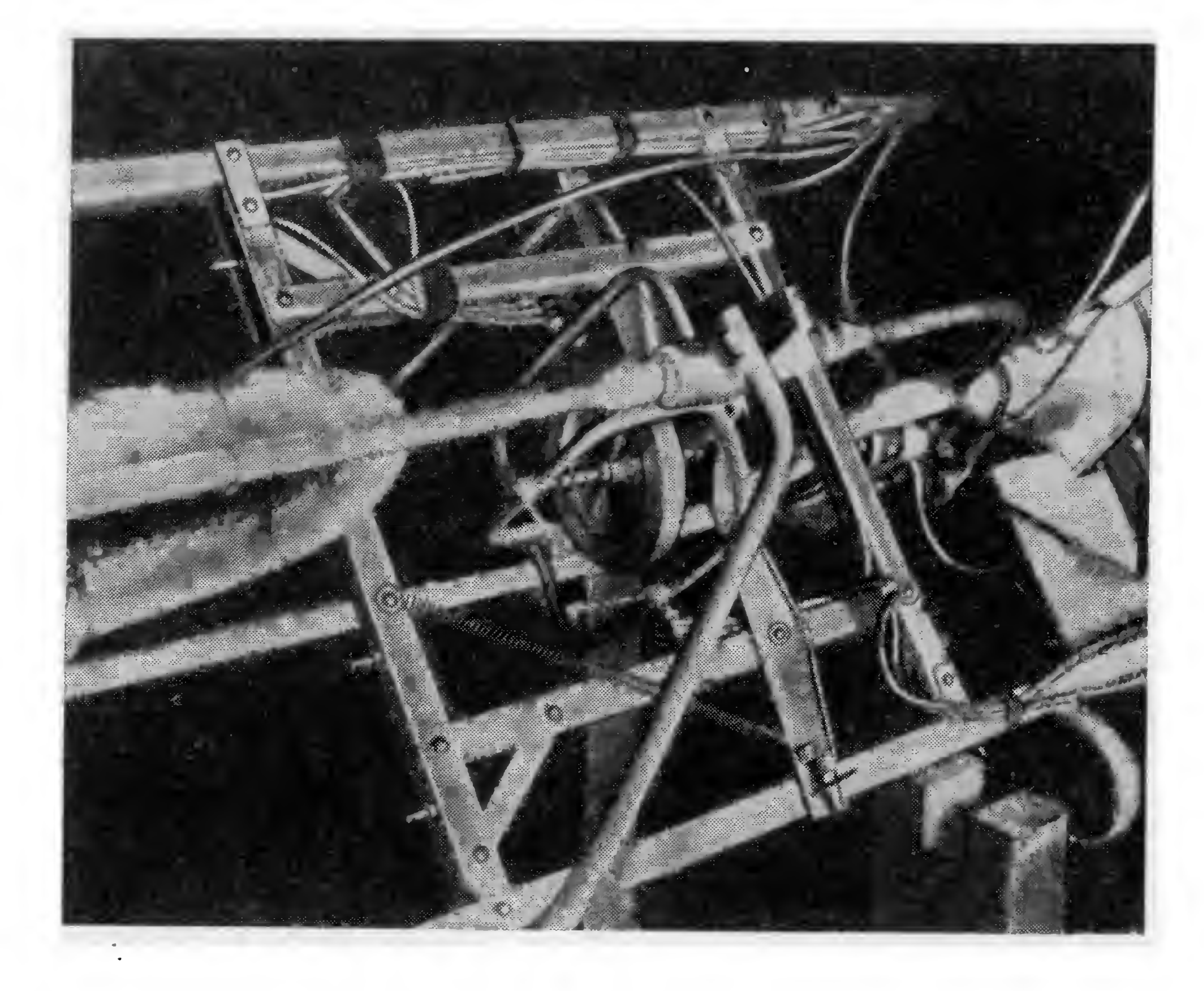


Рис. 1. Гироскоп для управления полетом (показана также его подвеска)

b. Результаты статических испытаний. На статической башне ракета удерживалась четырьмя металлическими бочками, наполненными водой, общий вес которых составлял 400 фунтов. Вся масса (ракета плюс грузы) была соединена с пружиной, так что можно было получить диаграмму подъемная сила — время. На основании этой диаграммы и веса жидкостей, израсходованных при испытаниях, можно было рассчитать среднюю скорость толкающих газов, которые истекают из ракеты.

Первые испытания на статической башне проводились с целью усовершенствования устройства, нагнетающего обе жидкости в камеру сгорания и регулирующего давление газов. С целью определения условий, необходимых для получения максимальной скорости истечения газов (и, следовательно, максимальной подъемной силы и КПД), были проведены дополнительные испытания. Эти последние испытания показали, что величина КПД существенно зависит от размеров ракеты.

Самая большая подъемная сила, устойчиво полученная на статической башне, составила 227 фунтов длительностью 21 с. Масса жидкостей, использованных при этом испытании, была несколько менее 30 фунтов, а скорость истекающих газов — около 5000 фут/с. Самая высокая скорость газа, полученная от ракеты

с размерами, применяемыми до настоящего времени, была, по-видимому, около 6500 фут/с.

Поскольку камеры сгорания и сопла при данных испытаниях были очень легкими (общий вес 5 фунтов), мощность на 1 фунт их веса была очень высокой, если иметь в виду механическую мощность быстро движущихся газов. В данном случае мощность была более 1000 л.с., т. е. 200 л.с. на 1 фунт веса камеры и сопла.

с. Результаты полетов. В полетах нужно было выяснить, какой окажется траектория: плавной, как у снаряда, или неустойчивой, как у ранних ракет на черном порохе.

Чтобы выяснить это, было решено получить полет без автоматического регулирования давления, хотя это и обусловило необходимость увеличения веса ракеты почти на 30%. Такой полет был выполнен 30 декабря 1930 г. Наблюдаемая траектория на протяжении нескольких сотен футов была ровной, словно у стрелы. Затем ракета постепенно развернулась по направлению ветра и, описав плавную кривую, упала на землю почти в 1000 футах от башни. Максимальная высота, достигнутая ракетой, была около 2000 футов, а скорость ее, измеренная с помощью секундомера, 500 миль/ч. Запись изменения высоты и азимута траектории осуществлялась с помощью специального телескопа. Вес ракеты равнялся 33,5 фунта, а вес жидкостей, использованных во время полета, был от 10 до 15 фунтов. Ракета была запущена оператором из убежища, находящегося в 50 футах, при помощи управляющих шнуров.

Чтобы определить, вращалась или нет ракета во время полета вокруг своей продольной оси и насколько быстро, что, конечно, усложнило бы гироскопическое управление, один квадрант ракеты был выкрашен в ярко-красный цвет, и наблюдатель следил за появлением этой окраски в бинокль. Наблюдение показало, что ракета вращалась очень медленно, а именно — со скоростью один оборот в 14 с. В следующем полете скорость вращения была один оборот за 20 с.

Было решено, что при полетах с автоматическим регулированием давления необходимо использовать дистанционное управление. Зажигание, подача топлива и пуск ракеты осуществлялись автоматически после нажатия кнопки в укрытии, расположенном в 1000 футов. Понадобилось несколько испытаний [5], прежде чем было достигнуто удовлетворительное регулирование давления в полете. Минимальное время между нажатием кнопки и началом полета равнялось 7 с.

Следующим шагом было создание гироскопической стабилизации. Лабораторные испытания гироскопа и регулирующего механизма проведены в 1931—1932 гг., а в апреле 1932 г. с таким управлением был осуществлен полет ракеты [6], показанной на рис. 2. При этом было решено установить за соплом управляющие рули равнительно небольшого размера, чтобы избежать в полете чрезмерной коррекции. Хотя ракета в полете описала кривую линию,



Рис. 2. Гироскопически управляемая ракета

искривление траектории было медленным, а после полета две соседние рулевые лопасти были найдены теплыми — и это означает, что управляющее устройство действовало. Это был последний полет перед тем, как работы были прерваны.

Камера и баки в вышеупомянутом полете были закрыты тонкой оболочкой из дюралюминия, рули управления были расположены сзади, как видно на рис. 2, для замедления снижения имелся парашют. Высота подъема ракеты была почти такой же, как и в первом полете. Не было сделано никаких попыток облегчить ракету и таким образом обеспечить увеличение высоты с целью экономии времени, необходимого для получения удовлетворительного регулирования давления и гироскопического управления.

4. План дальнейших работ

К моменту прекращения работ в 1932 г. [7] осталось две проблемы, которые должны быть решены, прежде чем приборы могли быть подняты на большую высоту: гироскопическая стабилизация и максимальное облегчение ракеты.

а. Автоматическое управление рулями. Хоть было проведено лишь одно испытание автоматического управления рулями, думается, что управление ракетой при полете в вертикальном направлении будет не труднее, чем торпедой или каким-либо подобным аппаратом, поскольку траектория полета ракеты на жидком топливе оказалась плавной и вовсе не беспорядочной.

b. Достижение больших высот. Чтобы получить как можно бо́льшую скорость истечения газов, а также сохранить вес различных приспособлений небольшим по отношению к весу всей ракеты, было решено использовать ракету с подъемной силой около 1000 фунтов и, по возможности, добиться скорости истекающих газов не менее 7000 фут/с. Такая ракета, сухой вес которой с приборами 80 фунтов, несущая 500 фунтов жидкостей, смогла бы подняться на высоту около 1000 миль, согласно расчетам, приведенным автором в отчете Смитсонианскому институту [8].

5. Возможные применения для национальной обороны

a. Применение в качестве силовой установки. Для аэропланов при скоростях более 600 миль/ч непосредственно ракетное движение должно быть более эффективным, чем движение с помощью мотора с пропеллером, однако при малых скоростях аппарата ракетная струя как непосредственно движущаяся сила является неэффективной, даже если сама струя высокоэффективна, т. е. если бо́льшая часть тепловой энергии топлива переходит в механическую энергию движения струи.

Одним из путей преодоления этой трудности могло бы быть использование ракетной струи при низких скоростях аппарата для вращения пропеллера, укрепленного на периферии лопаток или на бандаже турбины [9]. Такого рода устройство было сделано и лопатки вращались ракетной струей в течение примерно 30 с, причем лопатки, выполненные из листовой стали толщиной $^1/_{64}$ дюйма, не оплавились и не деформировались. Этот эксперимент указал, по крайней мере, возможность использования нашего метода для высокоскоростных воздушных полетов или для любых других целей, где желательна очень легкая и компактная силовая установка.

b. Применение в качестве воздушной торпеды. Самым ближайшим применением ракеты представляется использование ее в качестве торпеды против самолетов. Эта проблема лежит в основе тех же самых высотных исследований, которые частично уже были проведены. Условия, необходимые для достижения больших высот, а именно: легкость и высокий КПД ракеты, по сути дела, те же самые, которые нужны для доставки большого количества взрывчатого вещества со скоростями, значительно бо́льшими, чем у обыкновенных самолетов. Автоматический полет в заданном направлении, который уже частично разработан, мог бы быть применен для противосамолетных средств, хотя радиоуправление с использованием на ракете той же системы управляющих рулей, по-видимому, более эффективно. Если появится необходимость предотвратить вращение ракеты вокруг продольной оси, думается, что проблема может быть решена с помощью специально созданного для этой цели устройства, использующего гироскопический контроль. Неожиданные повороты тем не менее возможны, по-

скольку внутреннее давление даже у очень легких ракет влияет на устойчивость этого вида. Следовало бы упомянуть возможность автоматического наведения воздушной торпеды на самолет. Такое наведение можно представить в виде использования исходящих от самолета звуковых волн или инфракрасных (тепловых) лучей, а также использования тех же самых лучей, но посылаемых с земли и отражающихся от самолета.

Важно также отметить, далее, возможность использования остатков топлива, состоящего из бензина и жидкого кислорода, для создания при столкновении сильного пламени или взрыва.

Применение ракеты в качестве противосамолетного средства связано с решением двух специфических проблем: хранение жидкого кислорода и обращение с ним, а также запуск ракеты посредством нажатия кнопки.

Что касается первой проблемы, то, хоть жидкий кислород и имеет очень низкую температуру при атмосферном давлении, сам по себе он не взрывается и требует для испарения немалого количества тепла (скрытая теплота испарения равна 80 кал на 1 г). Поэтому, как показала практика, с ним можно обращаться почти как с водой, особенно при больших количествах. Чем больше жидкого кислорода в одном резервуаре, тем меньше скорость его испарения. Далее, поскольку жидкий кислород получается из атмосферного воздуха, его можно производить в любом месте, где имеется в наличии мощность, например на борту корабля. После того как будет сделан большой запас жидкого кислорода, достаточно будет изредка включать установку для восполнения потерь от испарения или же постоянно возмещать потери с помощью непрерывно работающей установки небольшой мощности.

Рассматривая вторую проблему — запуск ракеты в определенный момент, следует заметить, что большой интервал при дистанционном управлении между нажатием пусковой кнопки и началом полета ракеты (7 с) был получен сознательно, чтобы иметь достаточно времени на каждую из операций запуска. Однако длинные промежутки между операциями запуска не обязательны, операции могут следовать друг за другом и в быстрой последовательности.

6. Резюме

Была разработана и испытана ракета на жидком топливе для посылки записывающих приборов на большие высоты. В полетах ракет, запускаемых посредством дистанционного управления, сгорание топлива и давление поддерживались удовлетворительно. Испытание с гироскопической стабилизацией показало, что такая стабилизация вполне достижима.

Мы полагаем, что ракета этого типа может быть применена для решения некоторых проблем национальной обороны, в частности в качестве противосамолетной торпеды; без существенных видоизменений в принципах устройства.

КРАТКИЙ ОБЗОР РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТОК, ПРОВЕДЕННЫХ В УНИВЕРСИТЕТЕ КЛАРКА В 1933—1934 ГГ. [1]

ЦЕЛЬ РАБОТЫ

Было решено, что без осуществления фактических полетов ракет наиболее важные задачи, которые можно было удовлетворительно решить в университете, относятся к созданию надежного и эффективного ручного управления большими ракетными камерами, а также к созданию максимально легких и предельно эффективных средств подачи топлива под давлением в эти камеры.

КОНТРОЛЬ ДАВЛЕНИЯ В КАМЕРЕ СГОРАНИЯ

Пневмоклапаны. Осенью 1933 г. были проведены эксперименты с целью создания клапанов для жидкого кислорода и бензина, которые могли бы закрываться и открываться в короткие промежутки времени, причем без какой-либо существенной утечки в закрытом положении, и чтобы жидкость, удерживаемая клапанами, могла иметь давление 200 фунтов [на 1 кв. дюйм] и более.

После нескольких попыток был разработан клапан для бензина, оказавшийся вполне удовлетворительным. Он состоит из помещенной в трубке шпильки с коническим наконечником из закаленной стали, расположенным против отверстия в конце трубки. Коническое седло клапана сделано из меди и имеет угол раскрытия на 10° больше, чем конус на конце шпильки, причем перед использованием клапана седло «обрабатывалось» стальной шпилькой. Сжатая пружина стремится удержать клапан закрытым. Когда жидкость под давлением, клапан удерживается в закрытом положении с помощью давления газа в 200 фунтов [на 1 кв. дюйм] в металлическом сильфоне, расположенном на конце штока клапана. Сброс этого давления приводит к открытию клапана.

Был также создан клапан для жидкого кислорода. У этого клапана шток проходит сквозь отверстие в конце подводящей трубки с жидким кислородом. На конце штока имеется пуговица, которая закрывает отверстие, когда шток втянут внутрь. Отверстие снабжено медным седлом. Пружина стремится держать отверстие закрытым. При подаче жидкости под давлением клапан держится закрытым с помощью давления газа в металлическом сильфоне и открывается при сбросе этого давления.

Пневмовоспламенитель. Был также сконструирован и испытан воспламенитель, который может почти мгновенно создавать в камере сгорания интенсивное пусковое пламя и также быстро его прекращать, причем с максимально возможной частотой и многократно.

Удовлетворительный вариант этого устройства состоит из маленькой камеры, в которую поступает тонкая струя бензина или же другого жидкого горючего. В камеру подается также газообразный кислород, причем он направляется против отражательной пластины. Ввод обоих компонентов осуществляется с помощью сильфонов, с давлением газа от каждого клапана, как было описано выше. При этом ввод может быть одновременным и сколь угодно длительным.

Искра возникает между электродами, находящимися на противоположных сторонах и вблизи струи жидкого горючего, обеспечивая его воспламенение. Боковая перепускная трубка направляет газообразный кислород от места сразу же за отражательной пластиной к месту, где струя входит в основную камеру сгорания, при этом кислород входит в эту струю под углом.

Работа устройства была нормальной, причем нагрев маленькой камеры в том месте, гда воспламенялась струя горючего, был очень небольшим.

Действие рычагом управления. Работа клапанов и воспламенителя, описанная выше, должна быть безотказной и проходить в соответствующей последовательности при начале и прекращении сгорания в ракетной камере. Была сконструирована система, при которой начало и прекращение сгорания могут легко управляться движением единственного рычага.

Эта система состоит из рычага, который приводит в движение горизонтальный брусок, снабженный кулачками. Кулачки зацепляют клапаны, которые, находясь в нерабочем положении, подают газ под давлением в 200 фунтов в клапаны ракетного двигателя и держат их закрытыми. Когда кулачки сдвигают клапаны в рабочее положение, давление стравливается. Подобный же клапан приводит в действие воспламенитель, но только в момент создания пускового пламени.

НАСОСЫ БЕЗ УПЛОТНЕНИЙ

Топливные насосы, предназначенные для ракет, должны быть очень легкими и использоваться без уплотнений. Это ограничивает выбор насосов до нескольких специальных типов.

Пульсометр [2]. Этот насос состоит из металлического сильфона, прикрепленного верхним краем к головке насоса, а нижним — к металлическому поршню в форме выпуклой линзы. Корпус сильфона, укрепленный на головке насоса, снабжен впускным и выпускным клапанами для нагнетаемой жидкости.

Наиболее легкой формой корпуса оказался цилиндр из тонкой стали со сферическим сегментом у основания. Головка насоса



Рис. 1. Части пневматического клапана для бензина, 1933—1934 гг.



Рис. 2. Пневматический клапан для жидкого кислорода и насос, 1933—1934 гг.

состоит из сферического сегмента, выпуклого вверх, усиленного с верхней стороны радиальными ребрами. Эта тонкая, выпуклая металлическая конструкция сделала насос очень прочным и в то же время легким.

Мощность для работы насоса обеспечивается давлением газа, вводимого между головкой насоса и верхней частью поршня внутри сильфона. Давление этого газа равно давлению жидкости,

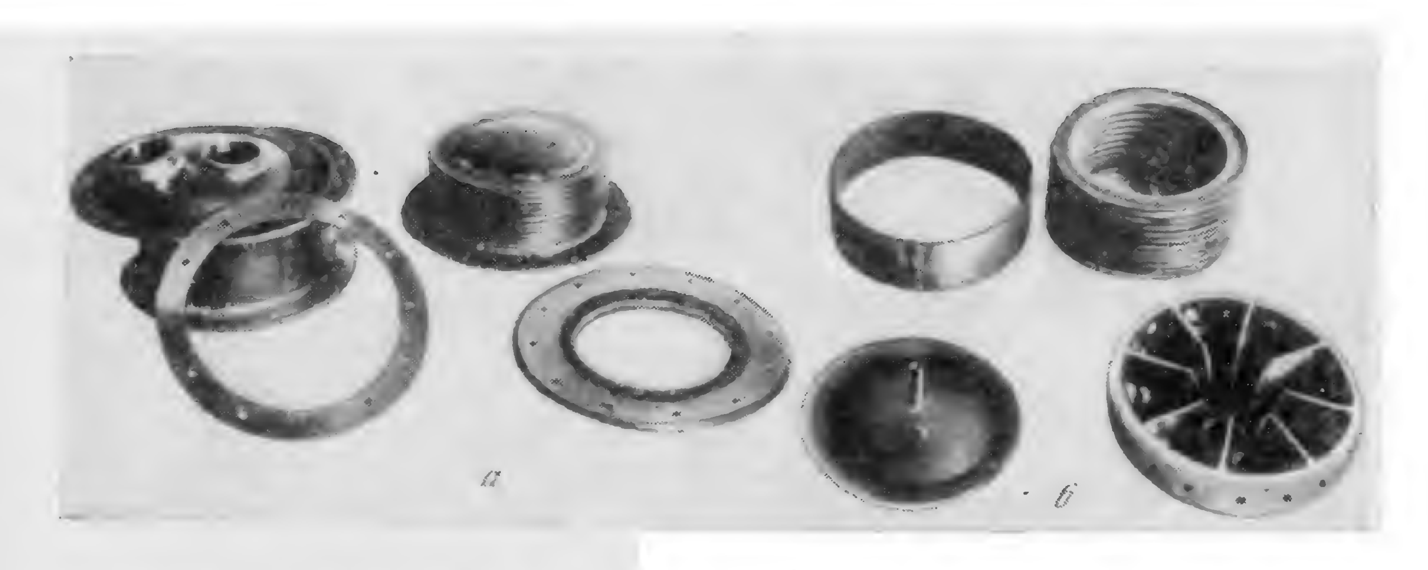


Рис. 3. Части пульсометра:
а — первоначальной формы;
b — облегченной формы, 1933—1934 гг.

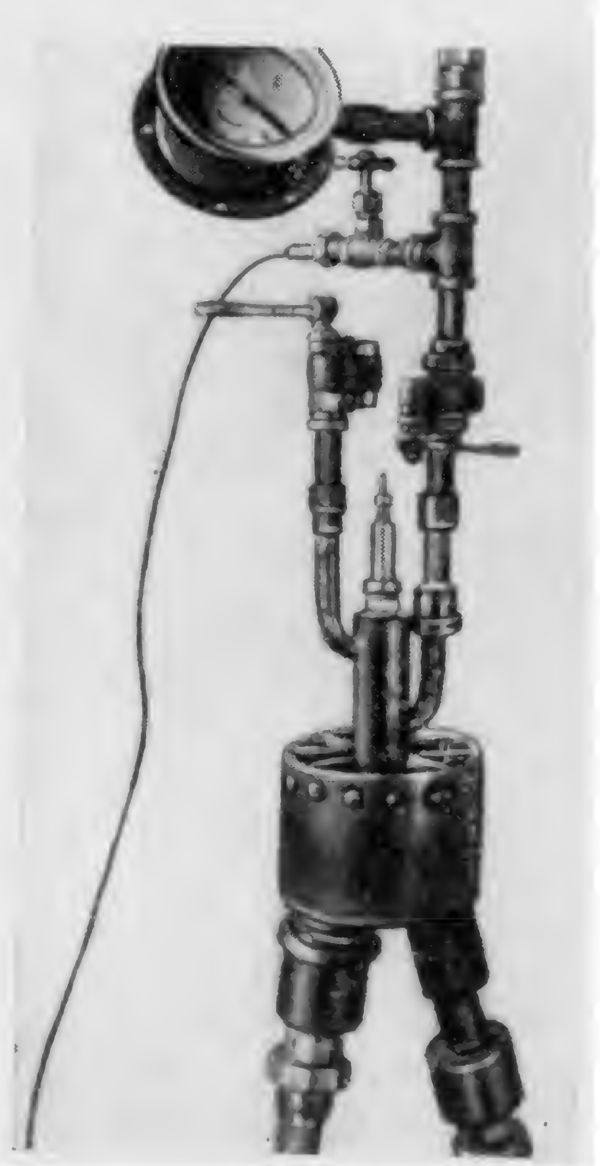


Рис. 4. Пульсометр, готовый к испытанию, 1933—1934 гг.

создаваемому насосом. С этой целью на головке насоса смонтирован клапан, работа которого регулируется движением поршня.

Предварительное испытание с насосом, использующим металлический сильфон диаметром $2^1/_4$ дюйма, дало давление в 200 фунтов на 1 кв. дюйм и показало, что этот метод весьма практичен. Соответственно был сконструирован и большой насос с металлическим сильфоном диаметром в $4\,^5/_8$ дюйма. Благодаря малой толщине металла насоса было обнаружено, что крепление головки насоса и корпуса с помощью фланцев обычным способом оказалось не столь удовлетворительным, как скрепление концов концентрических цилиндров радиальными болтами или спайка по краям.

Было установлено, однако, что даже при такой мере предосторожности против нарушения работы насоса (против его «дыхания») поршень сильно вибрировал при движении вниз, т. е. при рабочем ходе. Были сделаны попытки устранить это явление при помощи нескольких приспособлений: клапана в линии подачи воздуха, предохраняющего от внезапного притока воздуха в насос; клапана закрытого, когда давление воды [3] нагнетающей линии превосходило нормальное рабочее давление; воздушного демпфера на оси насоса в нижней части его корпуса. Ни одно из этих устройств не устранило вибрации поршня. Она была преодолена, однако, с помощью тонкой стальной цилиндрической муфты, несколько более широкой, чем сильфон, к основанию которого она была припаяна. При испытании на давление подачи 200 фунтов при давлении на входе 30 фунтов была подача 34 куб. дюйма воды в секунду, или 7,5 галлона в 1 мин, при потреблении мощности в 0,87 л.с.

Центробежные насосы. Весной 1934 г. было решено сконструировать и испытать центробежный насос с закрытой крыльчаткой диаметром $2^1/_2$ дюйма. С обеих сторон крыльчатки имеются для предотвращения утечки радиальные ребра, которые выносят жидкость за пределы радиального потока и создают центробежную силу, бóльшую, чем возникает от лопаток крыльчатки.

Эти центробежные насосы работали от маленьких турбин, приводимых во вращение сжатым воздухом от баллона.

В первых испытаниях применялась двухступенчатая турбина, каждый диск которой имел наружный диаметр 4 дюйма. Но лучший КПД был получен позднее от одноступенчатой турбины Лаваля с наружным диаметром $5^3/_8$ дюйма, на диаметрально противоположных сторонах диска которой были установлены два конических сопла.

Насос с крыльчаткой шириной $^1/_4$ дюйма, работающей внутри спиральной камеры, создавал давление подачи воды в 200 фунтов при давлении на входе 30 фунтов и давлении воздуха в турбине 200 фунтов на 1 кв. дюйм. Утечка на полной скорости составляла около половины утечки при неработающем насосе. Число оборотов равнялось 30 720 в 1 мин.

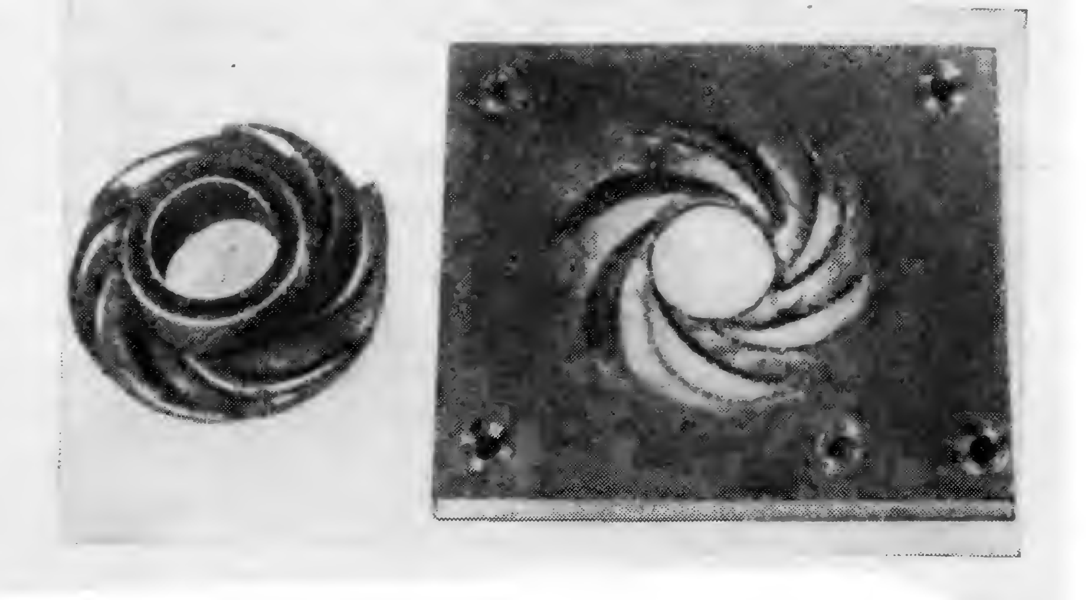


Рис. 5. Уплотнение с изогнутыми ребрами, 1933—1934 гг.

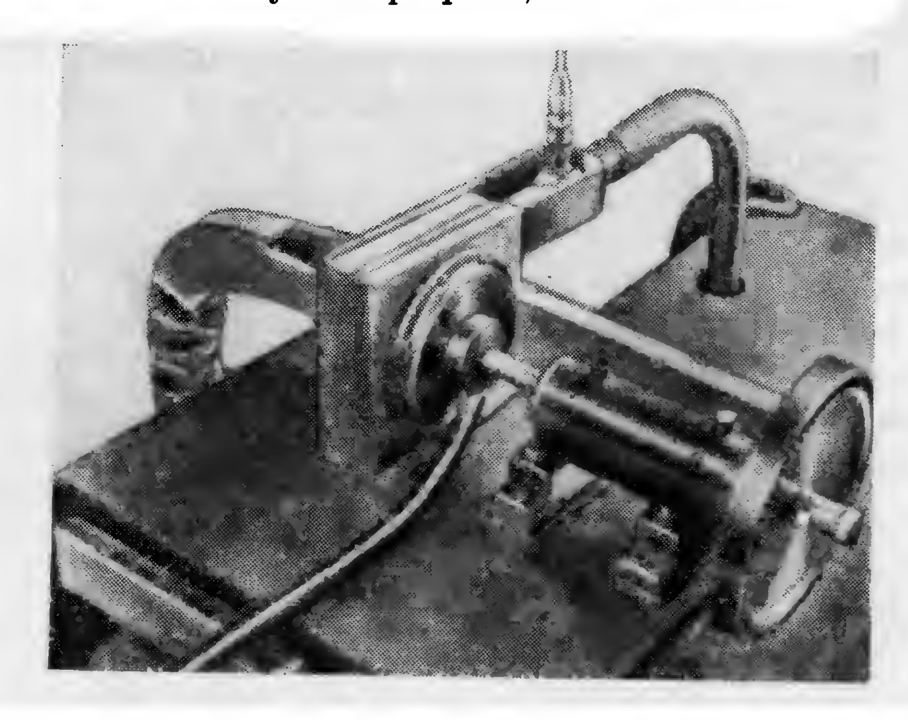


Рис. 6. Турбина и насос для жидкого кислорода без войлочной теплоизоляции, 1933—1934 гг.

Была также предпринята попытка снизить утечку с помощью дополнительного жидкостного уплотнения вокруг вала. Для этой цели на корпусе насоса был укреплен кожух, в котором вращается диск, прикрепленный к валу. На стороне, противоположной насосу, диск снабжен радиальными ребрами, а кожух имеет радиальные ребра, закрепленные неподвижно, причем эти ребра прилегают вплотную друг к другу и к внутренней стороне диска. Давление против основного потока насоса создавалось, таким образом, центробежной силой.

Когда зазоры между стенками, дисками и радиальными ребрами были уменьшены до минимума, утечка свелась к нулю, за исключением лишь того случая, когда выходная трубка была почти

закрыта. При использовании дополнительного жидкостного уплотнения требуется, однако, гораздо бо́льшая энергия. Так, при давлении воздуха 150 фунтов давление воды при наличии уплотнения было 75 фунтов, в то время как без дополнительного уплотнения то же давление воздуха создавало напор воды 200 фунтов на 1 кв. дюйм и 225 фунтов при закрытой выходной трубе.

Была сделана попытка снизить энергию, необходимую для дополнительного жидкостного уплотнения за счет использования изогнутых лопастей на диске уплотнения и путем скашивания этих лопастей в сторону вращения. При этом потери на трение были снижены, но утечки возросли.

Затем была создана крыльчатка, скошенная по толщине от $^1/_4$ дюйма внутри до $^3/_{32}$ дюйма с краю. Давление подачи воды составляло 200 фунтов при давлении на входе 30 фунтов, давлении воздуха на турбину 145 фунтов и скорости вращения 30 720 об/мин. Расход составлял 71 куб. дюйм в 1 с, или 19 галлонов в 1 мин при мощности 2,12 л.с. Утечек не было.

Этот насос был испробован на бензине при расходе около 1,5 фунт/с, или 10,8 галлон/мин. В испытаниях применялся метод непрерывного потока, при котором бензин накачивался под большим давлением в емкость, из которой он направлялся под низким давлением во входную трубу насоса. При этом жидкость и пары бензина не подвергались воздействию воздуха. Давление при подаче бензина было 200 фунтов при давлении воздуха 140 фунтов и скорости вращения 38 400 об/мин. Наблюдалась непрерывная утечка в $^1/_3$ унций в 1 с. Судя по поведению насоса с водой, при несколько большем объемном расходе утечка должна быть нулевой.

Крыльчатка, подобная только что описанной, но с внутренней шириной в $^3/_{64}$ дюйма по ободу, создавала бо́льшие давления как для воды, так и для бензина при низком давлении воздуха и меньшее давление воды при высоком давлении воздуха. Было обнаружено, что диск с ребрами, расположенными вплотную к корпусу, окруженный кожухом с дренажной трубой, хорошо служит для отвода всех утечек, неизбежных при начале работы насоса.

Было проведено испытание с крыльчаткой диаметром $^3/_{32}$ дюйма для накачивания жидкого кислорода, при этом насос помещался в рубашку с жидким кислородом. В этом испытании было создано давление в 100 фунтов [на 1 кв. дюйм] при расходе, измеренном по падению уровня в расходном баке, 11,6 галлонов в 1 мин. Это испытание указало на то, что жидкий кислород может подаваться маленьким высокоскоростным центробежным насосом без уплотнения и что, если насос полностью охлажден, можно получить любое желаемое давление [4].

Ниже приводится отчет, представленный автором фонду Даниэля и Флоренс Гуггенхеймов, относительно ракетных разработок, выполненных при поддержке фонда под руководством автора в г. Розуэлле (Нью-Мексико) с июля 1930 по июль 1932 г. и с сентября 1934 по сентябрь 1935 г.

Этот отчет является изложением общего хода решения проблемы разработки исследовательской ракеты, а также уже полученных результатов. Более детально вопрос будет изложен в последующем докладе после того, как будут достигнуты основные цели исследований.

ВВЕДЕНИЕ

В предыдущем докладе * автор разработал теорию характеристик ракет и сделал расчеты относительно высот, которые можно вполне резонно ожидать от ракеты, имеющей большую скорость отбрасываемых газов и массу, во всех случаях небольшую по отношению к весу топлива. Было показано, что эти условия могут быть удовлетворены наличием конического сопла, через которое истекают газообразные продукты сгорания **, подачей последовательных порций топлива в камеру сгорания ракеты ***, а также последовательным применением ракет постепенно уменьшающихся размеров (каждая ракета из этой серии включается после того, как полностью выгорит топливо предшествующей ракеты). В предыдущем докладе были представлены также результаты экспериментов с пороховыми ракетами.

Со времени опубликования вышеупомянутого доклада работа продолжалась с целью практического осуществления предложенной в 1914 г. схемы ракетного движения, которая может быть названа ракетой жидкотопливного типа. В этой ракете жидкое горючее и жидкость, обеспечивающая горение, подаются под давле-

* Smithsonian Misc. Coll., 1919, vol. 71, N 2 [имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот»].
** U. S. Patent «Rocket apparatus», N 1 102 653, July 7, 1914.
*** U.S. Patent «Rocket apparatus», N 1 103 504, July 14, 1914.

нием в камеру сгорания, снабженную коническим соплом, через которое истекают продукты сгорания. Преимущества ракеты на жидком топливе заключаются в том, что жидкие топлива обладают в несколько раз большей энергией на единицу массы, чем пороха, и в том, что могут быть применены умеренные давления. Таким образом, можно избежать большого веса камер сгорания, которые требуются в случае, когда импульсы движения создаются последовательными взрывами [2].

Эксперименты с жидким кислородом и различными жидкими углеводородами, включая бензин и жидкий пропан, а также эфир, проводились автором в свободное от работы время в 1920—1922 гг. при поддержке Университета Кларка. Хоть кислород и водород, как было отмечено ранее, обладают наибольшей тепловой энергией на единицу массы, кажется вероятным, что жидкий кислород и жидкий метан дали бы наибольшее количество тепла в сравнении с другими комбинациями, которые могли бы быть применены без существенных затруднений. Однако наиболее практичной комбинацией является, по-видимому, сочетание жидкого кислорода и бензина.

В этих экспериментах было показано, что камера и сопло ракеты (далее называемые «ракетным двигателем») могут использовать жидкий кислород в сочетании с жидким горючим и развивать подъемную силу без опасности взрыва и повреждения камеры или сопла. Ракеты удерживались пружинами на испытательном стенде, а жидкости подавались в камеру принудительно, под давлением невоспламеняющегося газа.

Эксперименты были продолжены в 1922—1930 гг. с помощью субсидий (главным образом от Смитсонианского института). Хоть эта работа будет предметом последующего отчета, желательно уже в настоящем докладе привлечь внимание к некоторым полученным результатам. 1 ноября 1923 г. ракетный двигатель работал на испытательной раме, используя жидкий кислород и бензин, причем оба компонента подавались насосами, установленными на ракете.

В декабре 1925 г. была вновь использована примененная ранее более простая система подачи жидкостей в камеру — под давлением инертного газа, создаваемым в баках ракеты. Ракета, разработанная в результате этих испытаний, была сконструирована так, что она могла бы работать независимо от испытательного стенда.

Первый полет ракеты на жидком кислороде и бензине состоялся 16 марта 1926 г. в Обурне (Массачусетс), о чем было сообщено Смитсонианскому институту 5 мая 1926 г. На рис. 1 показана эта ракета, установленная на раме, с которой она была запущена. Давление создавалось в начальной стадии от внешнего баллона, а после запуска — за счет спиртового нагревателя, установленного на ракете.

На фотографии можно видеть, что камера сгорания и сопло были расположены впереди остальной части ракеты, связь с кото-

рой осуществлялась посредством двух трубок. Такая схема была удобной с точки зрения поддержания пламени в отдалении от баков, но не имела значения для стабилизации ракеты. Это очевидно из того факта, что направление движущей силы лежало вдоль оси ракеты, а не в направлении, в котором, как предполагалось, ракета должна была двигаться. Поэтому условия были такими же, как если бы камера находилась в хвосте ракеты. Данный случай совершенно отличен от того, когда объект толкается вверх силой, которая постоянно вертикальна. При этом стабилизация зависит единственно от наличия силы, приложенной выше центра тяжести.

На рис. 2 показан ассистент, воспламеняющий ракету. На рис. 3 — фотография группы людей, которые были очевидцами полета (исключая фотографа). Ракета покрыла расстояние 184 фута за 2,5 с (как было зафиксировано секундомером), развив скорость вдоль траектории около 60 миль/ч.

В Обурне были проведены также другие кратковременные полеты ракет на жидком кислороде и бензине. При этом полет 17 мая 1929 г. привлек внимание публики благодаря сообщению тех, кто наблюдал полет издалека и принял ракету за горящий само-

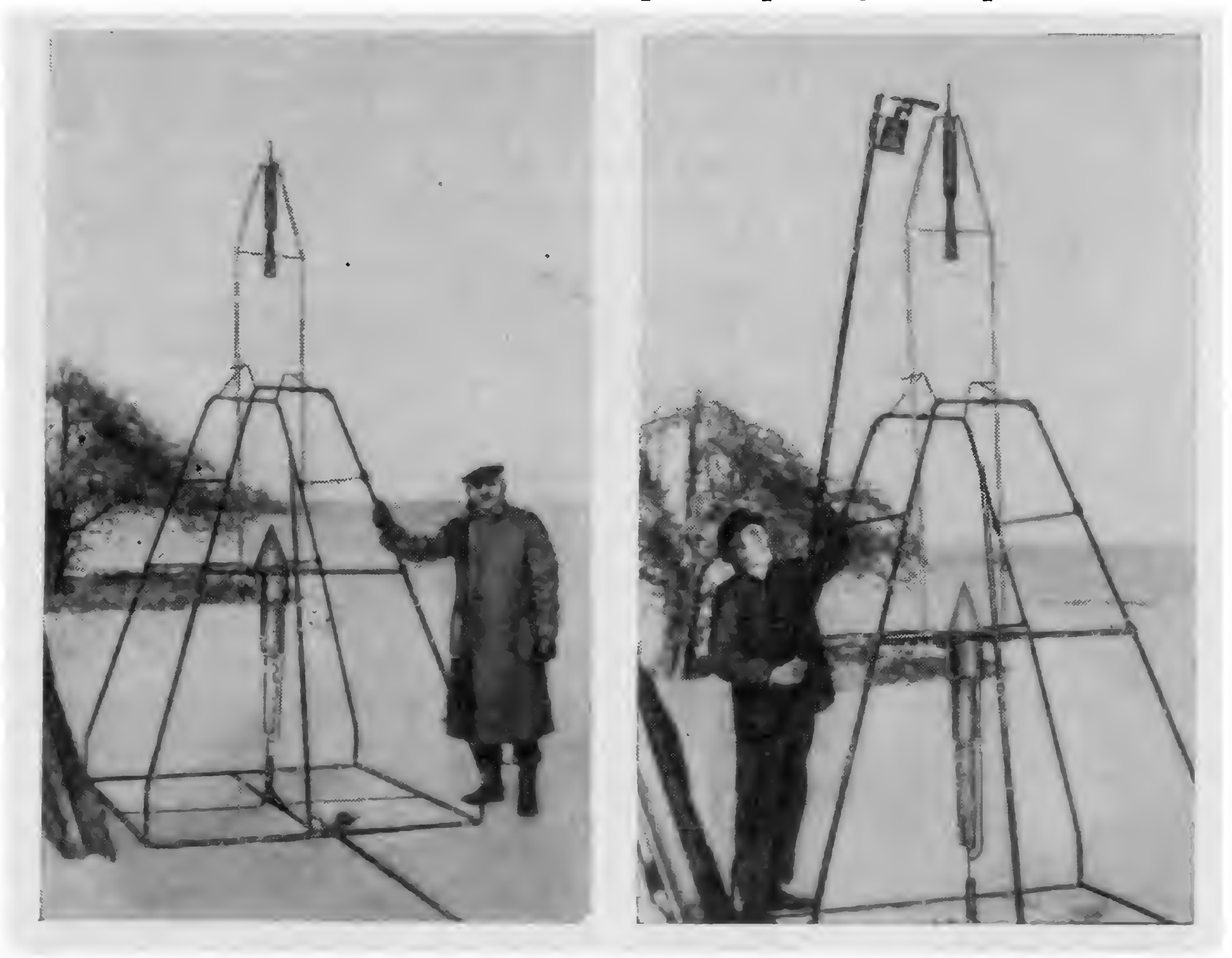


Рис. 1. Р. Годдард возле своей ракеты, установленной на пусковой раме перед первым полетом. Обурн (штат Массачусетс), 16 марта 1926 г.

Рис. 2. Помощник Годдарда поджигает воспламенитель ракеты

лет. В этом полете ракета несла небольшой барометр и фотокамеру (рис. 4), которые после полета были найдены неповрежденными. Камера сгорания была размещена в хвосте ракеты. Такое размещение, между прочим, является лучшим, поскольку никакие части ракеты не попадали в поток газов, истекающих с высокой скоростью, и газы не направлены под углом к оси ракеты.

В течение 1929/30 учебного года в колледже испытания продолжались в Форт-Девенсе (Массачусетс) на полигоне, который

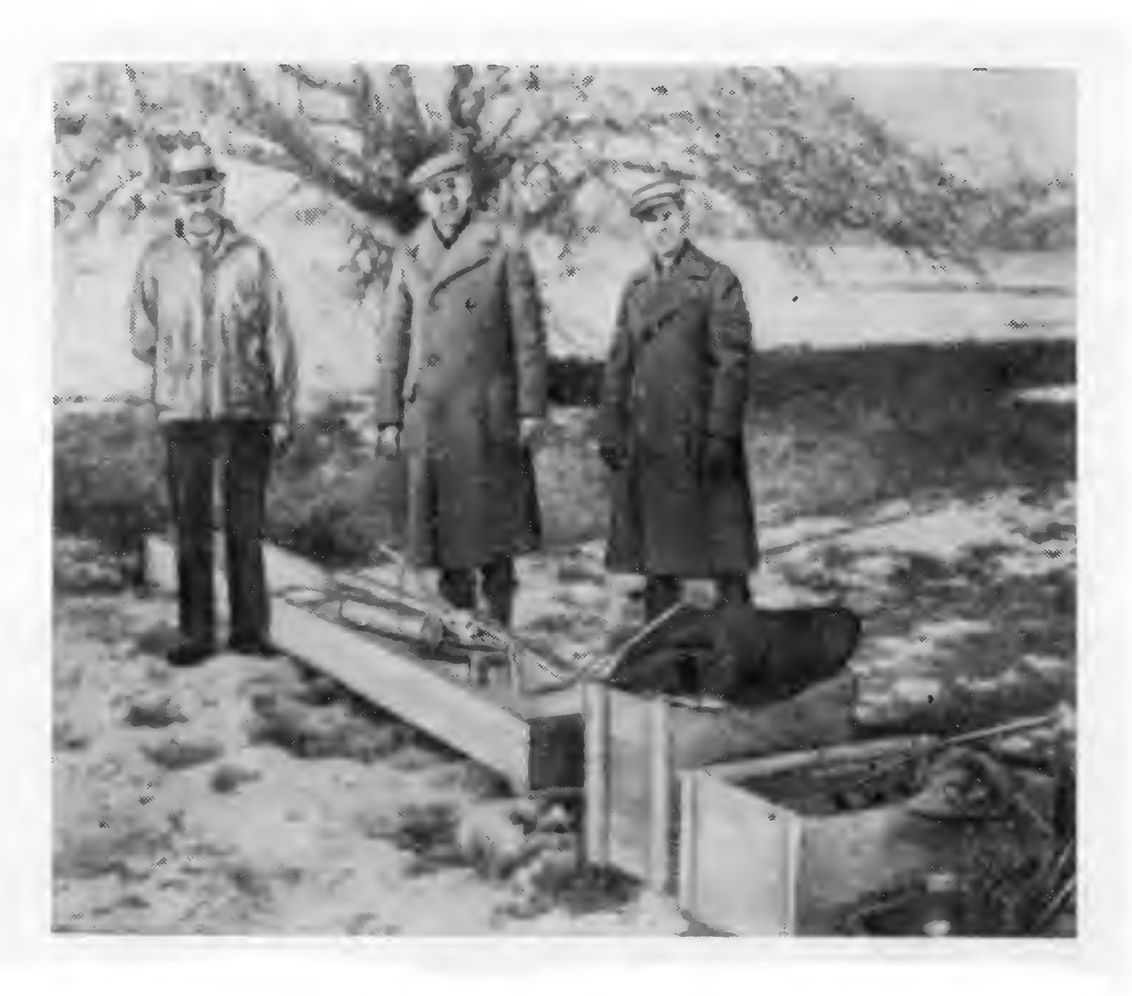


Рис. 3. После полета первой жидкостной ракеты 16 марта 1926 г. Слева направо: Г. Закс, Р. Годдард, П. Руп



Рис. 4. Барометр и фотокамера (неповрежденные) после полета 17 июля 1929 г.

был любезно предоставлен в распоряжение автора военным министерством. Успехи были достигнуты, однако, с трудом, в основном вследствие условий транспортировки зимой.

Примерно в то же время полковник Линдберг заинтересовался нашей работой и привлек внимание покойного Даниэля Гуггенхейма. Последний дал субсидию, которая позволила продолжить исследования в идеальных условиях, а именно — в восточной части штата Нью-Мексико. В то же время Университет Кларка предоставил автору отпуск. Институт Карнеги в Вашингтоне дал дополнительную субсидию, чтобы помочь в устройстве на новом месте.

Было решено, что разработка будет проводиться в течение двух лет. В конце этого срока субсидия может быть дана еще на два года, если наблюдательная комиссия, созданная одновременно с выдачей первой субсидии, решит, что она оправдалась результатами, полученными в течение первых двух лет. В эту наблюдательную комиссию входили следующие лица: д-р Мериам (председатель), д-р Аббот, д-р Адамс, д-р Атвуд, полковник Брекинридж, д-р Флеминг, полковник Линдберг, д-р Марвин, д-р Милликан.

ПОЛИГОН В НЬЮ-МЕКСИКО

Хотя бóльшая часть востока штата Нью-Мексико, по-видимому, является благоприятным районом для полетов из-за чистого воздуха, редких гроз, умеренных ветров и равнинной местности, было решено разместиться близ Розуэлла, где было доступно энергетическое и транспортное оборудование.

В сентябре 1930 г. была построена мастерская размером 30 × 55 футов (рис. 5 и 6), а в 15 милях от нее была поставлена 60-футовая башня, уже использовавшаяся ранее в Обурне и Форт-Девенсе (рис. 7). Вторая башня, высотой 20 футов (рис. 8), предназначенная для статических испытаний, была построена недалеко от мастерской. При этих испытаниях ракета удерживалась от подъема тяжелыми грузами, и таким образом можно было определять тягу и основные характеристики. Эти статические испытания можно представить себе как «холостую работу» ракетного двигателя. Под обеими башнями, как это можно видеть на рис. 7 и 8, были установлены цементные газовые дефлекторы. С помощью этих дефлекторов выхлопные газы отводились в сторону, чтобы воспрепятствовать образованию клубов пыли, которые могли бы скрыть ракету во время испытаний.

СТАТИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ В 1930—1932 ГГ.

Хотя, как было установлено, камеры сгорания, сконструированные в Университете Кларка, работали удовлетворительно, оказалось желательным провести серию тщательных испытаний, в которых варьировались бы условия работы, а тяга записывалась



Рис. 5. Мастерская группы Годдарда в Розуэлле (штат Нью-Мексико), сентябрь 1930 г.

Рис. 6. Интерьер мастерской

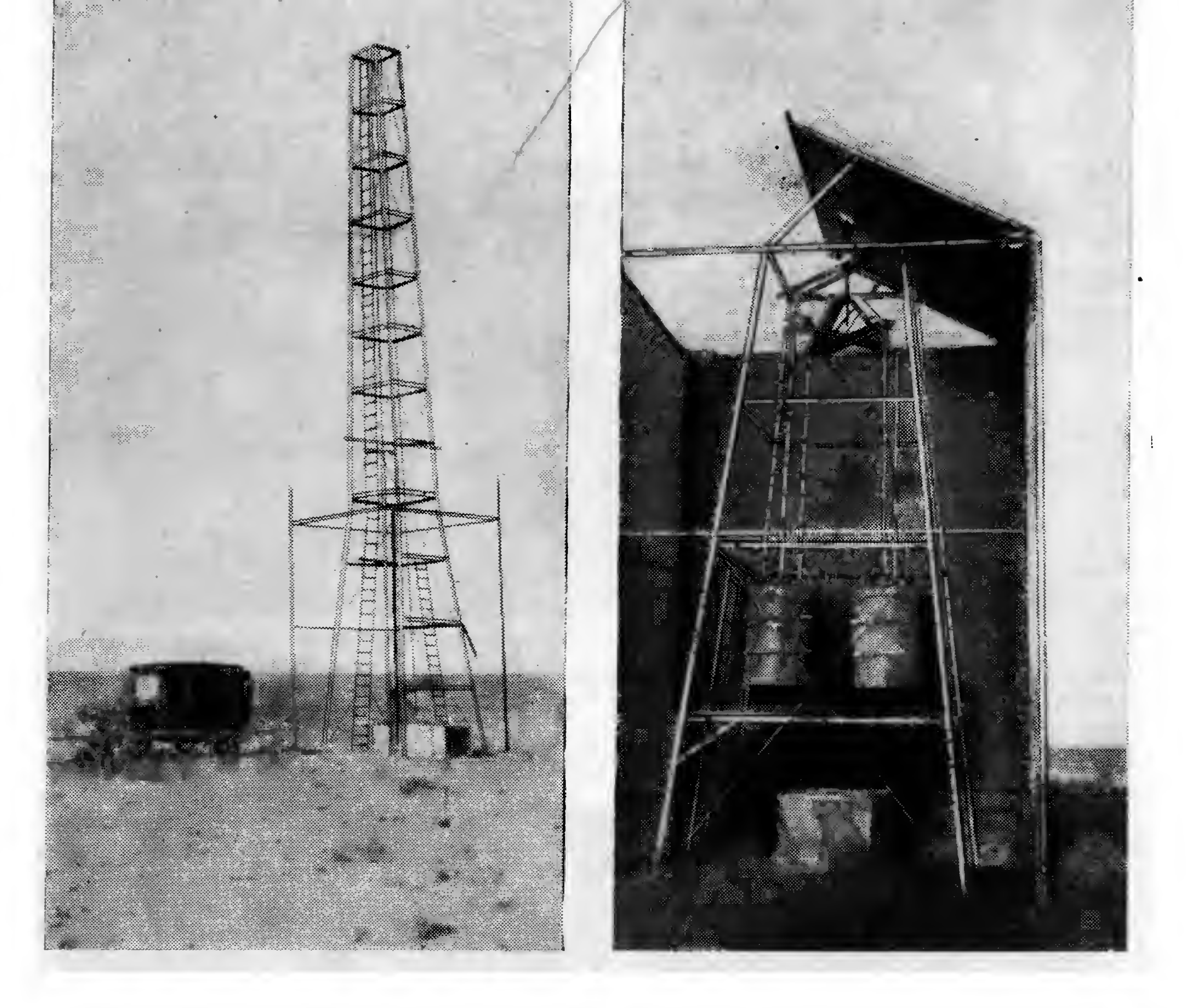


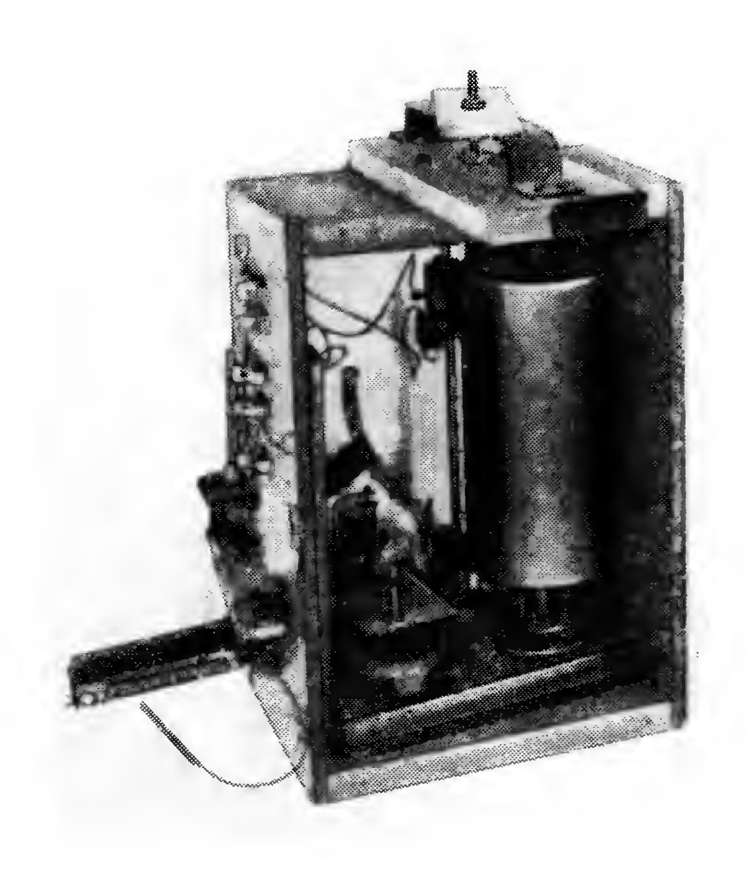
Рис. 7. Пусковая башня высотой 60 футов (ранее использовалась в Обурне и Форт-Девенсе). Розуэлл (штат Нью-Мексико)

Рис. 8. Башня высотой 20 футов для статических испытаний. Розуэлл (штат Нью-Мексико)

в функции времени. Испытаниям подвергались различные варианты подачи жидких компонентов в камеру сгорания под давлением, варьировались также соотношения компонентов топлива, размеры и форма камеры. Основным достижением явились выводы о том, что удовлетворительная работа камеры сгорания может быть получена в широком диапазоне условий и что камеры больших размеров работают лучше, чем небольшие камеры.

Как видно на рис. 8, опорная рама для ракеты удерживалась с помощью четырех стальных баков, наполненных водой. Заполненными могут быть либо два, либо все четыре бака. В последнем случае общий вес их был около 2000 фунтов. Этот груз опирался на сильно сжатую пружину, с помощью которой можно было записывать тягу на вращающийся барабан, приводимый в движение часовым механизмом (рис. 9).

Рис. 9. Вращающийся барабан для записи изменения подъемной силы при статических испытаниях ракеты



Камера сгорания, выбранная для использования в полетах, имела диаметр 5 $^{3}/_{4}$ дюйма и весила 5 фунтов. Максимальная тяга камеры достигала 289 фунтов, а время горения обычно превышало 20 с. Сила тяги оказалась очень устойчивой, причем колебания тяги не выходили за пределы 5%.

Наиболее трудным было количественное определение масс жидкостей, израсходованных за то время, когда создавалась тяга. С помощью наиболее вероятного значения общей массы отброшенных жидкостей и интеграла кривой тяга—время, полученной механическим способом, было установлено, что скорость истечения газов составляла более 5000 фут/с. Отсюда следует, что механическая мощность струи равна 1030 л.с., а мощность на единицу веса камеры сгорания (при рассмотрении ее как ракетного двигателя) 206 л.с./фунт. Было выяснено, что камеры можно использовать повторно.

Результаты этого этапа разработок были очень важными, ибо стало очевидным, что ракета не сможет достичь очень больших высот, если камера сгорания (ракетный двигатель) не будет сконструирована так, что окажется максимально легкой и ее можно будет использовать без опасности прогара или взрыва.

ПОЛЕТЫ В ТЕЧЕНИЕ ПЕРИОДА 1930—1932 ГГ.

Первый полет этого этапа состоялся 30 декабря 1930 г. Ракета имела длину 11 футов и весила 33,5 фунта [3]. Была достигнута высота 2000 футов, а максимальная скорость составила около 500 миль/ч. На ракете был установлен баллон со сжатым газом для принудительной подачи жидкого кислорода и бензина в камеру сгорания.

В последующих полетах давление также создавалось с помощью сжатого газа и, кроме того, с помощью жидкого азота, прокачиваемого через испаритель. Последний метод впервые был применен в полете 19 апреля 1932 г.

Чтобы избежать несчастных случаев, в сентябре 1931 г. была создана система дистанционного контроля, благодаря которой оператор и наблюдатели могли быть размещены в 1000 футов от башни и оттуда по желанию запускать и освобождать ракету. Это устройство оказалось весьма удовлетворительным. На рис. 10 показан кабель, размываемый между башней и укрытием, которое находилось в 1000 футах и которое на фотографии видно вдалеке. На рис. 11 показан пульт управления, с которым можно работать в укрытии. На крышу укрытия были уложены мешки с песком в целях защиты от возможных случайностей. На рис. 10 можно видеть также характер ландшафта района (равнинный и открытый).

Один из наблюдателей располагался с регистрирующим телескопом в 3000 футов от башни позади укрытия (рис. 12). С помощью двух карандашей, прикрепленных к этому телескопу, производилась запись высоты и азимута траектории ракеты. Запись велась на бумажной ленте, которая перемещалась с постоянной скоростью при помощи часового механизма. Когда скорость полета ракет была высокой, то при слежении с телескопом использовались прицельные приспособления, подобные применяемым на винтовке. На рис. 13 видны детали часового механизма (рука наблюдателя показывает высоту траектории). Это устройство оказалось удачным, за исключением тех случаев, когда траектория лежала в плоскости башни и телескопа. При очень больших высотах для слежения за ракетами во время снижения предпочтительнее телескопа будет коротковолновый радиопеленгатор.

Несколько полетов было совершено с целью испытания системы регулирования давления сжатым азотом. Было также положено начало решению проблемы автоматически стабилизированного вертикального полета. Первый полет ракеты с гироскопически управляемыми рулями состоялся 19 апреля 1932 г. На этой же модели впервые был применен бак с жидким азотом. Метод стабилизации состоял в том, что рули с помощью сжатого газа вводились в струю выхлопных газов ракеты *. Давление газа регулировалось с помощью небольшого гироскопа.

Как показали более поздние испытания, рули, использовавшиеся в полете 19 апреля 1932 г., были слишком малы для создания достаточно быстрой коррекции. Однако два руля, которые должны были вводиться в выхлопную струю и возвращать ракету в вертикальное положение, после приземления ракеты были найдены более теплыми, чем другие рули.

---

* U. S. Patent «Mechanism for Directing Flight», N 1 879 187, September 27, 1932.

Рис. 10. Размотка кабеля между башней и укрытием, находящимся в 1000 футах



Рис. 11. Пункт управления пуском

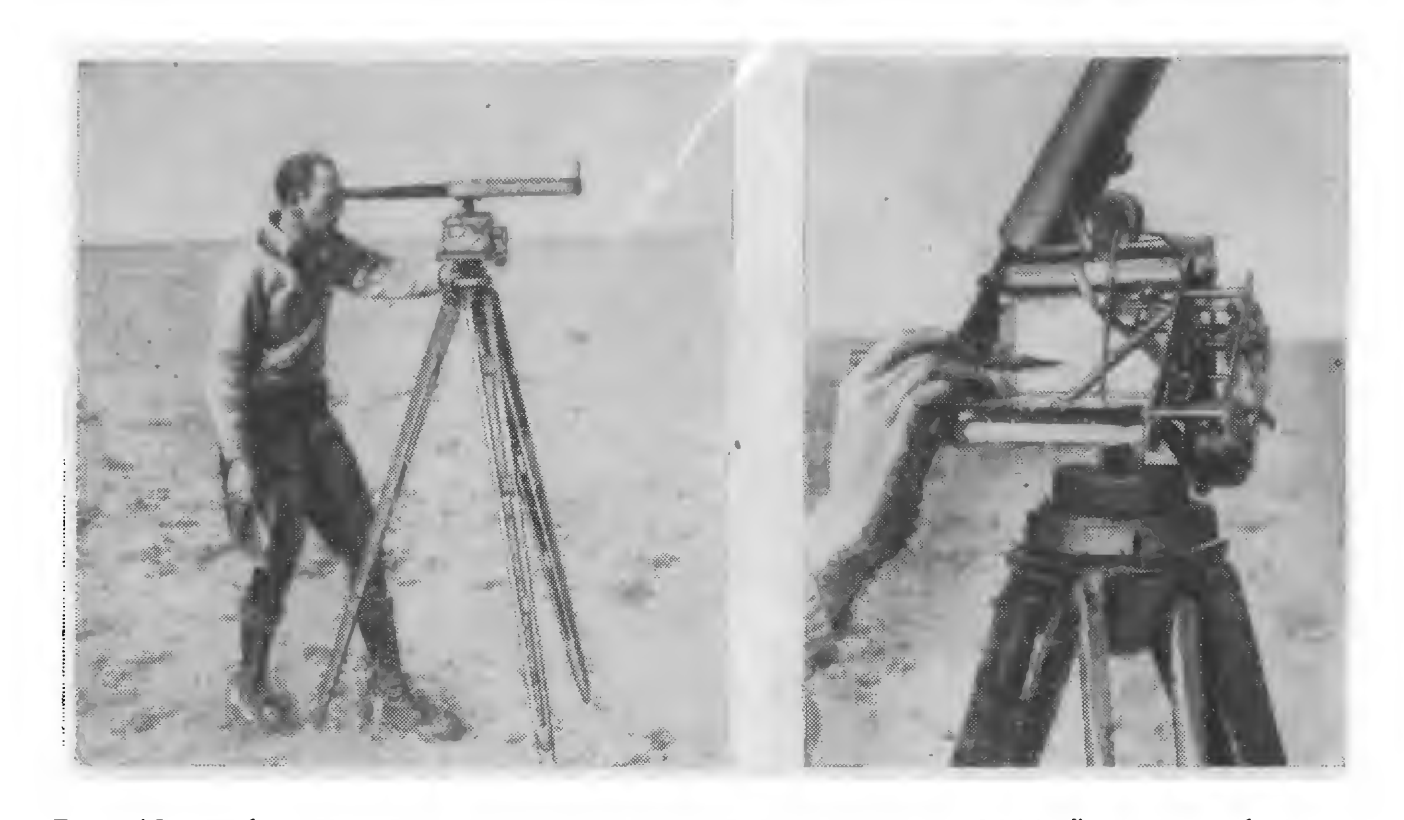


Рис. 12. Наблюдатель с регистрирующим телескопом в 3000 футах от башни

Рис. 13. Часовой механизм регистрирующего телескопа; наблюдатель показывает кривую изменения высоты полета

Эта часть работ, имевшая целью получение удовлетворительных и воспроизводимых полетных характеристик ракеты, проводилась без специальных попыток добиться большой легкости ракеты (и, следовательно, достичь бо́льших высот).

В мае 1932 г. полученные результаты были представлены наблюдательной комиссии, которая проголосовала за резолюцию о продлении разработок на два дополнительных года. Однако продолжить полеты в Нью-Мексико оказалось невозможным вследствие сложившихся к тому времени экономических условий.

С осени 1932 г. автор вновь целиком посвятил себя преподаванию в Университете Кларка. Субсидия Смитсонианского института позволила ему в течение 1932/33 учебного года провести в физической лаборатории института ряд испытаний, которые не требовали полетов. Более расширенную программу того же характера в 1933/34 учебном году позволила провести субсидия фонда Даниэля и Флоренс Гуггенхеймов.

ВОЗОБНОВЛЕНИЕ ПОЛЕТОВ В НЬЮ-МЕКСИКО

Субсидия, выделенная фондом Даниэля и Флоренс Гуггенхеймов в августе 1934 г., наряду с отпуском, предоставленным автору правлением Университета Кларка, сделала возможным продолжить разработки в объеме, позволяющем проводить реальные полеты. Это было очень кстати, так как дальнейшие работы в ла-

боратории не могли проводиться эффективно без полетов, при которых в практических условиях проверялись бы характеристики ракет.

Работы начались в сентябре 1934 г. Мастерская была приведена в рабочий порядок, и на башне для полетов вновь установлено оборудование. Система дистанционного управления, использовавшаяся ранее, дополнительно усовершенствована и упрощена. Кроме того, в 50 футах от пусковой башни был построен бетонный блиндаж (рис. 14), из которого наблюдатель мог следить за пуском ракеты с близкого расстояния. Относительное размещение пусковой башни, блиндажа, укрытия и телескопа показано на рис. 15.

ОТРАБОТКА СТАБИЛИЗИРОВАННОГО ПОЛЕТА

Наиболее важной проблемой было усовершенствование средств автоматического удержания ракеты на вертикальном курсе. Работа над этой проблемой началась еще в предшествующей серии полетов, когда стало ясно, что ракета не может подниматься вертикально на большую высоту без коррекции, необходимой при отклонении ее от вертикального курса. Такая коррекция особенно важна в начале подъема ракеты очень большой дальности, которая должна быть загружена максимальным количеством топлива и, следовательно, должна стартовать с минимальным возможным ускорением. При небольших начальных скоростях неподвижные воздушные рули, особенно больших размеров, даже хуже, чем просто бесполезны, так как при наличии ветра они еще больше увеличивают отклонение ракеты. Необходимо отметить, что неподвижные воздушные рули либо должны быть небольшими, либо, если применяется автоматическая стабилизация, от них нужно вообще отказаться в целях сведения к минимуму сопротивление воздуха.

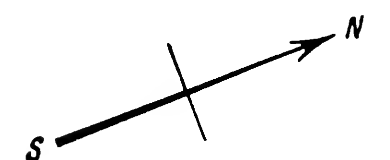
Чтобы сконструировать ракету как можно скорее, были применены камера сгорания таких же размеров, как и в работах 1930—1932 гг., а также максимально простое средство создания давления, а именно — путем применения на ракете баллона со сжатым газообразным азотом. В то же время ракеты делались по возможности хорошо обтекаемыми, но без обращения к специальным способам формообразования корпуса или обшивки.

МАЯТНИКОВЫЙ СТАБИЛИЗАТОР

Маятниковый стабилизатор был применен в первых полетах ракет новой серии при испытании управляющих рулей по той причине, что такой стабилизатор легче сконструировать и ремонтировать, чем гироскопический, и, кроме того, он не требует очень сложного регулирования. Маятниковый стабилизатор может корректировать полет в течение первых нескольких сотен футов, когда ускорение еще мало. В то же время он не удобен при больших



Рис. 14. Бетонный блиндаж, сооруженный в 50 футах от башни, позволял наблюдать запуск ракеты в непосредственной близости



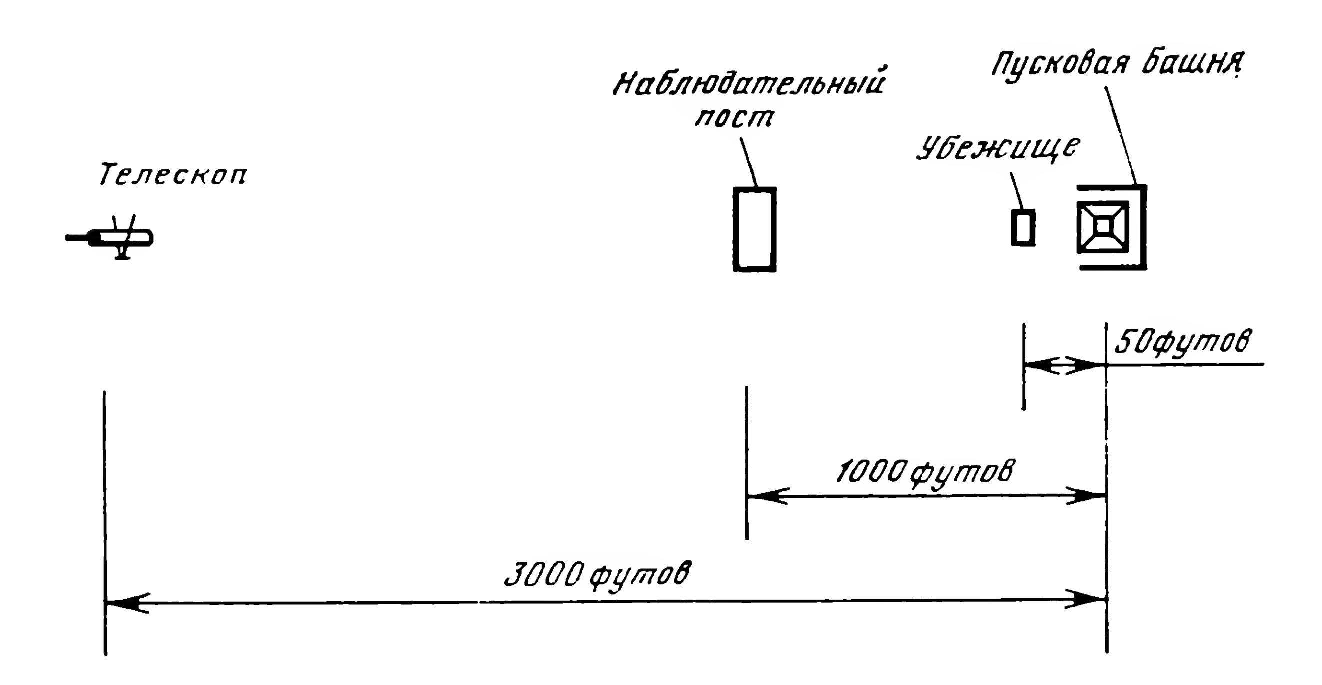


Рис. 15. План расположения пусковой башни и пунктов наблюдения

ускорениях, так как ось маятника лежит в направлении, которое является результирующим между направлением ускорения ракеты и направлением силы тяжести. Поэтому ось отклоняется от вертикали, как только ракета перестает двигаться в вертикальном направлении. Практически, как и ожидалось, маятниковый стабилизатор давал команды на работу рулей лишь на первых нескольких сотнях футов, но не выше. Ракета поднялась на высоту около 1000 футов, некоторое время летела в горизонтальном направлении и, наконец, приземлилась в 11 000 футов от башни, развив, как было отмечено регистрирующим телескопом, скорость более 700 миль/ч в конце работы двигателя.

ГИРОСКОПИЧЕСКИЙ СТАБИЛИЗАТОР

Контроль с помощью небольшого гироскопа является лучшим и наиболее легким средством приведения в действие управляющих рулей. Действие гироскопа не зависит от направления полета и ускорения ракеты. Поэтому после многочисленных испытаний был разработан гироскоп с нужными характеристиками.

Установленный на ракете гироскоп (рис. 16) создавал управляющую силу, если ось ракеты отклонится от вертикали на 10° или более. В первом полете данной серии испытаний с гироскопическим управлением, 28 марта 1935 г., ракета, как было видно из укрытия с расстояния 1000 футов, отклонилась сначала влево, затем вправо, после чего описала плавную настильную траекторию. Такой результат был оптимистическим, так как было фактически показано наличие стабилизирующей силы, величина которой была достаточной, чтобы возвращать ракету на вертикальный курс. Наибольшая высота, достигнутая в этом полете, составила 4800 футов, горизонтальная дальность — 13 000 футов, а максимальная скорость — 550 миль/ч.

В последующих полетах, после регулирования и усовершенствования оборудования стабилизации, ракеты стабилизировались вплоть до выключения двигателя. После этого момента траектория была плавной кривой. В ракетах, используемых до сих пор, рули отклонялись только в период работы двигателя. Очевидно, в случае продолжения подачи сжатого газа рули могли бы действовать против скользящего потока воздуха в течение всего времени, пока ракета движется в воздухе существенной плотности. Отклонения ракеты от вертикали в каждую сторону составляли от 10 до 30° и продолжались от 1 до 2 с. Поскольку ракеты стартовали медленно, на первых нескольких сотнях футов они напоминали рыб, плывущих в вертикальном направлении. Гироскоп и управляющие рули тщательно испытывались перед каждым полетом путем отклонения и вращения ракеты, подвешенной на 20-футовой башне (рис. 17). Готовая к полету ракета, установленная на пусковой башне, показана крупным планом на рис. 18.

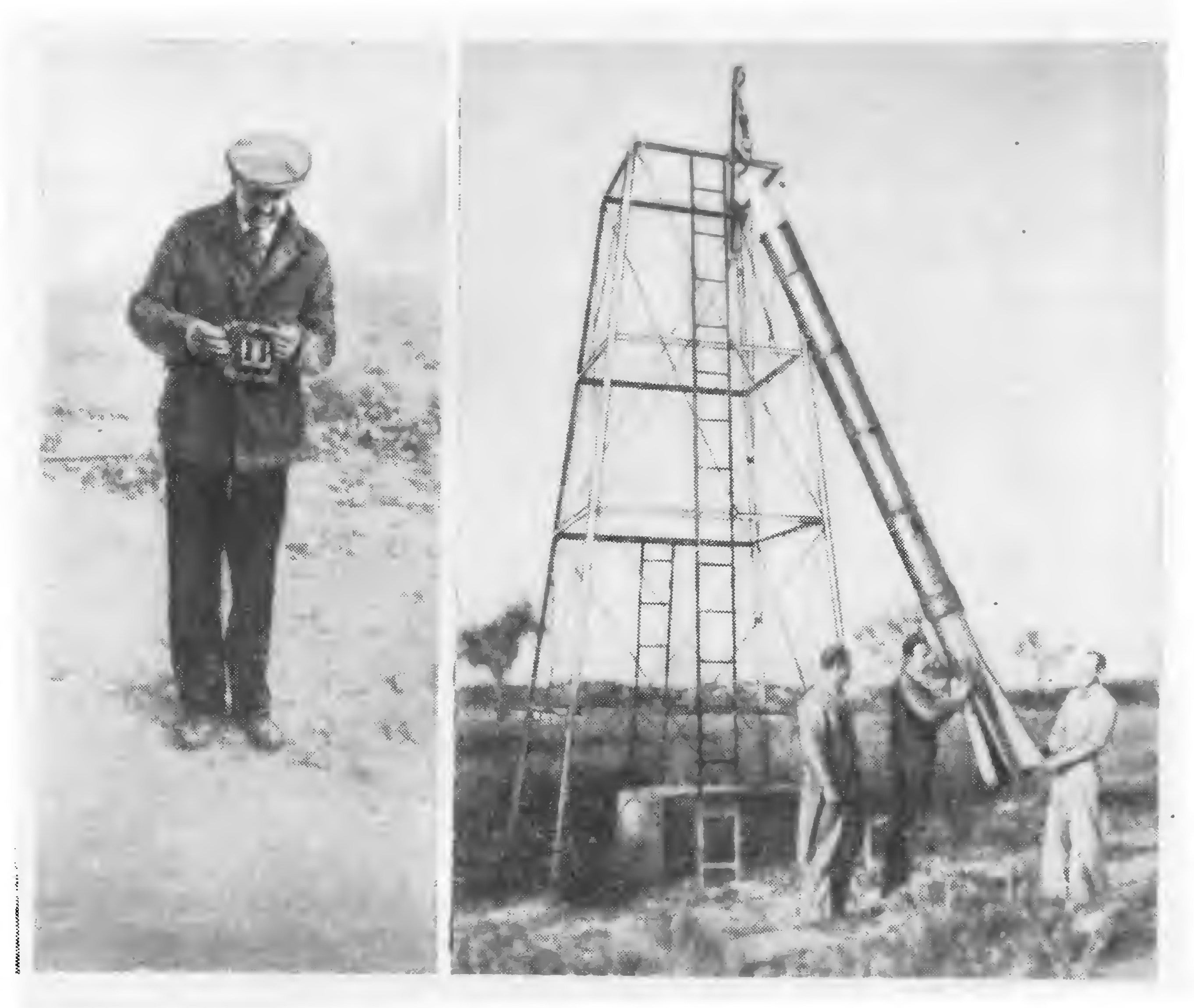


Рис. 16. Перед испытанием гироскопического стабилизатора

Рис. 17. Испытание гироскопа и рулей управления перед полетом посредством наклона и поворота ракеты

Поведение ракеты в стабилизированном полете показано на фотографиях (рис. 19 и 20), которые увеличены с 16-миллиметровых кинопленок, заснятых во время полетов. Интервал времени между кадрами составляет 1,0 с для первых 5 с и 0,5 с в последующем. 60-футовая башня, с которой взлетают ракеты (см. рис. 18), видимая на первых нескольких кинокадрах каждой серии, кажется маленькой, так как камера находилась на расстоянии 1000 футов в укрытии, показанном на рис. 11. Непрерывное увеличение скорости ракеты, сопровождающееся устойчивым ревом, делало полеты очень впечатляющими. В обоих полетах, для которых даны кинограммы, ракеты оставляли дымный след и имели небольшое интенсивное белое пламя, выходящее из сопла. Пламя иногда почти пропадало, хотя и без уменьшения шума или движущей силы. Дым можно было устранить за счет изменения соотношения компонентов, применяемых в ракете, но он был удобен при слежении за траекторией ракеты. Редкие белые вспышки

ниже ракеты, видные на фотографиях,— взрывы паров бензина в воздухе.

На рис. 19 показан полет 29 октября 1935 г., в котором ракета поднялась на 4000 футов, а на рис. 20 — полет 31 мая 1935 г., в котором ракета поднялась на 7500 футов. Колебания из стороны в сторону, упомянутые выше, хорошо видны на обеих сериях фотографий. Эти фотографии также показывают медленный подъем ракеты с пусковой башни, но не показывают очень резкого увеличения скорости, которое имело место в первые несколько секунд после покидания башни, по той причине, что объектив кинокамеры следил за полетом ракеты.

Вдоль обшивки ракеты была нарисована красная линия, чтобы лучше видеть, в какой степени ракета в полете вращается вокруг продольной оси. Это вращение, как наблюдалось, было всегда медленным: один оборот за время от 20 до 60 с.

Как и в полетах 1930—1932 гг., когда изучались характеристики ракет в воздухе, в полетах 1934—1935 гг. не было сделано попытки уменьшить вес ракет, который варьировался в пределах от 58 до 85 фунтов. Уменьшение веса было бы бесполезным, пока ракета не могла автоматически удерживаться на вертикальном курсе. Скорость 700 миль/ч хотя и высока, но не столь велика, как можно было бы получить с помощью легкой ракеты. Высоты также были намного меньше, чем можно было бы достичь с помощью легкой ракеты такой же мощности.

Заслуживает внимания то, что при полете ракеты на ней работали довольно чувствительные органы управления, а значит, ракета могла бы нести записывающие инструменты без опасности повреждения или нарушений в регулировке.



Рис. 18. Ракета в пусковой башне перед запуском

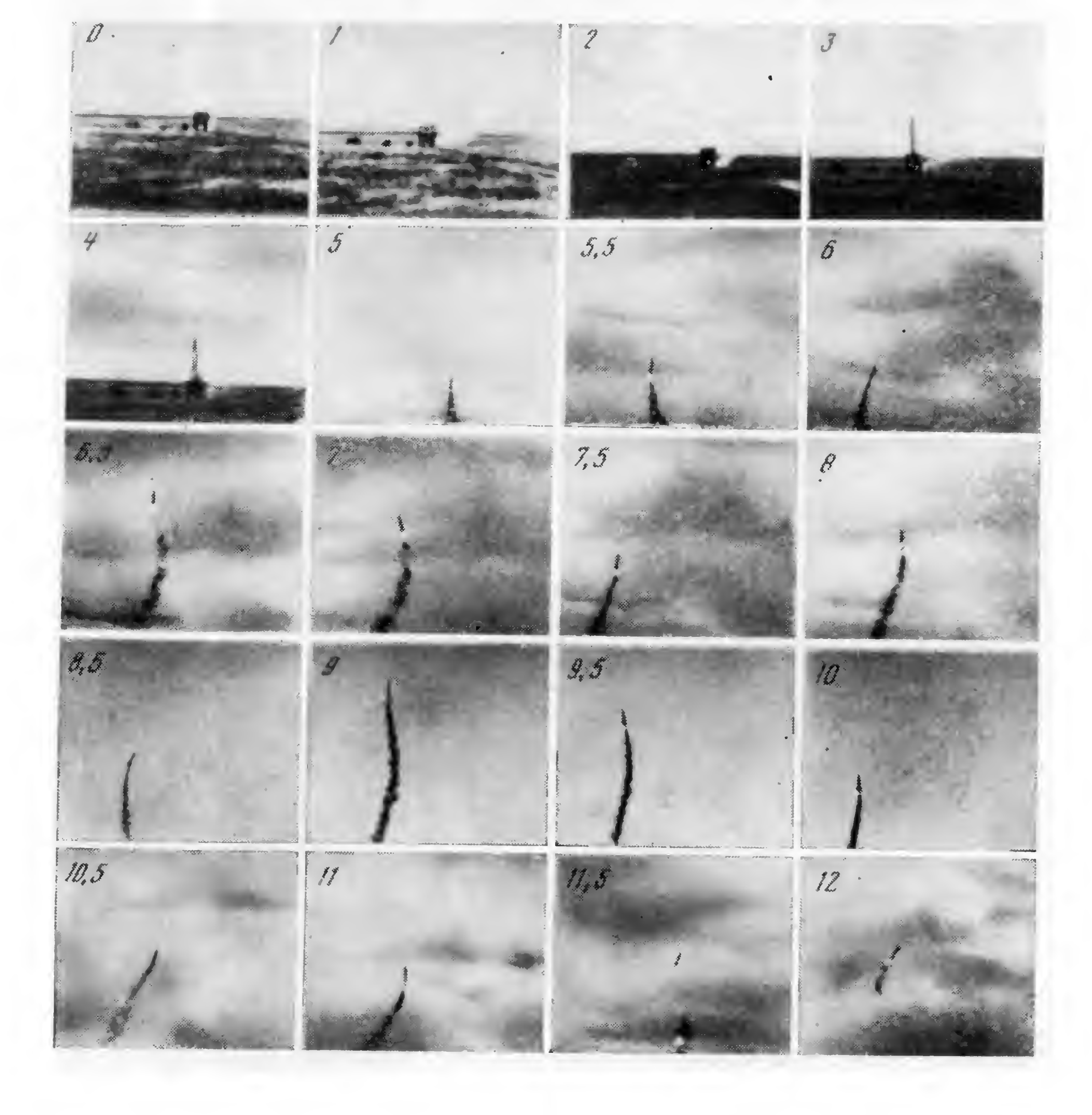


Рис. 19. Полет 29 октября 1935 г., в котором ракета достигла высоты 4000 футов (цифры показывают время в секундах от старта)

ДАЛЬНЕЙШИЕ РАЗРАБОТКИ

Следующим шагом в разработке ракет на жидком топливе является уменьшение их веса до минимума. Некоторый прогресс в этом направлении уже достигнут. Эта работа, будучи завершенной, явится предметом следующего отчета.

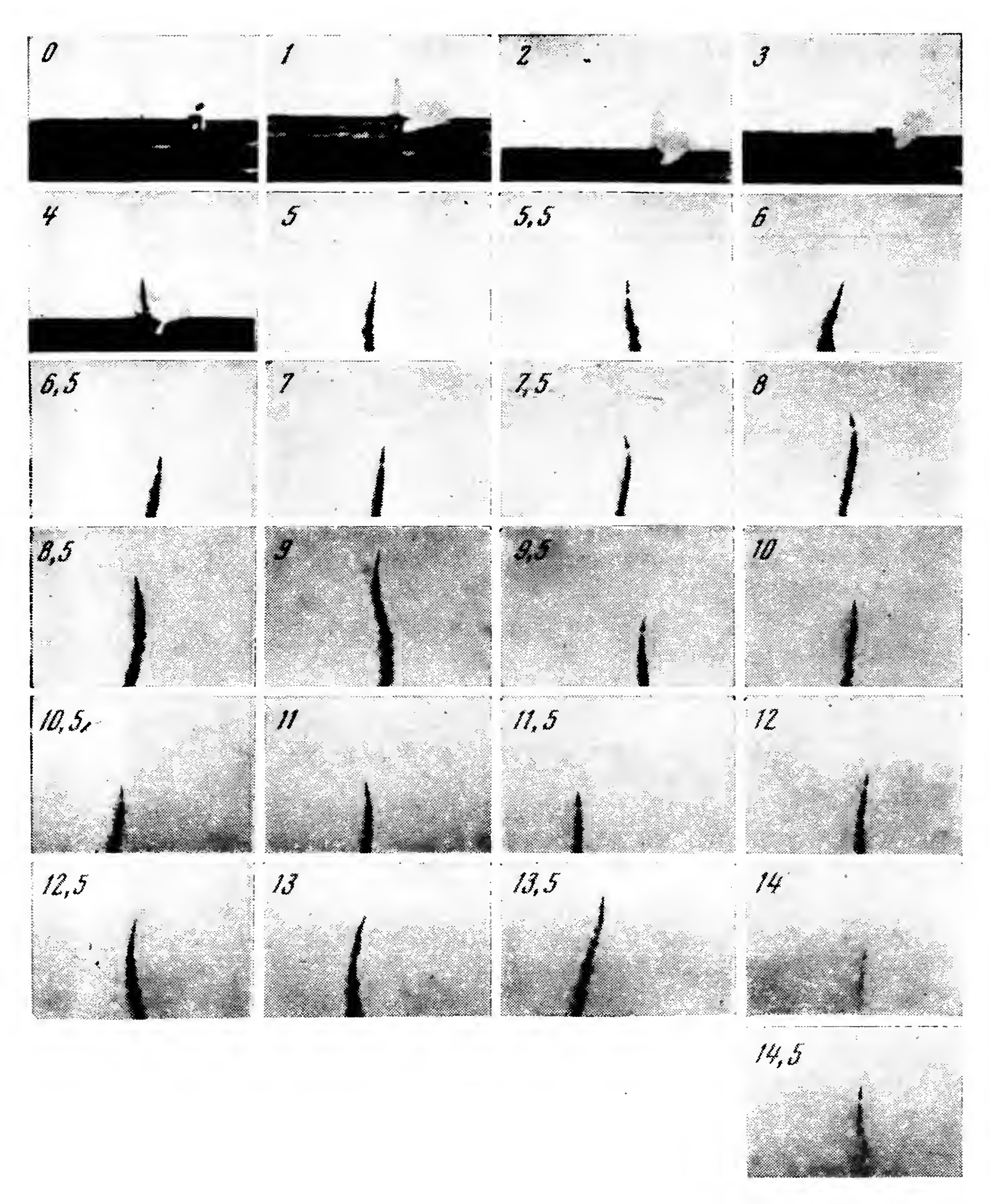


Рис. 20. Полет 31 мая 1935 г. в котором ракета достигла высоты 7500 футов (цифры показывают время в секундах от старта)

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Главными достижениями на сегодняшний день являются создание весьма легкой и мощной камеры сгорания (ракетного двигателя), которая может быть использована повторно, и разработка средств стабилизации, которые работают автоматически, когда ракета находится в полете ⟨...⟩

ОТЧЕТ О РАБОТЕ НАД РАКЕТАМИ В 1935—1936 ГГ. [1]

Розуэлл, 7 октября 1936 г.

Работы, проведенные за истекший год, с 30 октября 1935 по 1 сентября 1936 г., имели целью создание конструкции ракеты минимального веса с тем, чтобы увеличить высоту полета по сравнению с достигнутой в 1934—1935 гг. [2]

ПЕРВЫЙ ЭТАП

Общий план статических испытаний

После испытательного полета 29 октября 1935 г. [3], проведенного с целью проверки характеристик камеры, прошедшей наземные испытания 23 и 25 сентября, работа была целиком посвящена подготовке к статическим испытаниям большой, с диаметром 10 дюймов камеры сгорания, предназначенной для установки на новой модели ракеты диаметром 18 дюймов ⟨...⟩. Необходимость увеличения размеров ракеты появилась по той причине, что насосная система для ракеты диаметром 9 дюймов должна быть настолько малой, что это практически недостижимо, а также потому, что вес и объем системы управления большой ракеты должен быть небольшим по сравнению с весом и объемом всей ракеты. Устройства для создания давления также должны быть небольшими по отношению к весу ракеты.

С целью достижения надежной работы, а также получения наибольшей тяги, появилась необходимость в проведении перед полетом статических испытаний больших камер сгорания, причем время, отведенное на этот аспект проблемы, было ограниченным. Увеличение тяги было желательно по той причине, что чем больше тяга камеры данного веса, тем больше возможный запас топлива и, следовательно, больше достижимая высота.

Эта серия статических испытаний проводилась на башне, предназначенной для полетов, причем ракеты крепились к раме и давление от ракеты передавалось вверх на две мембранных коробки. Общая площадь поперечного сечения сильфонов состав-

ляла 26 кв. дюймов, так что подъемная сила, превышающая вес ракеты, могла быть определена по показаниям 100-фунтового манометра.

⟨...⟩ Камеры и топливные баки были прикреплены к специальной трубчатой раме, которая может перемещаться вверх и вниз.

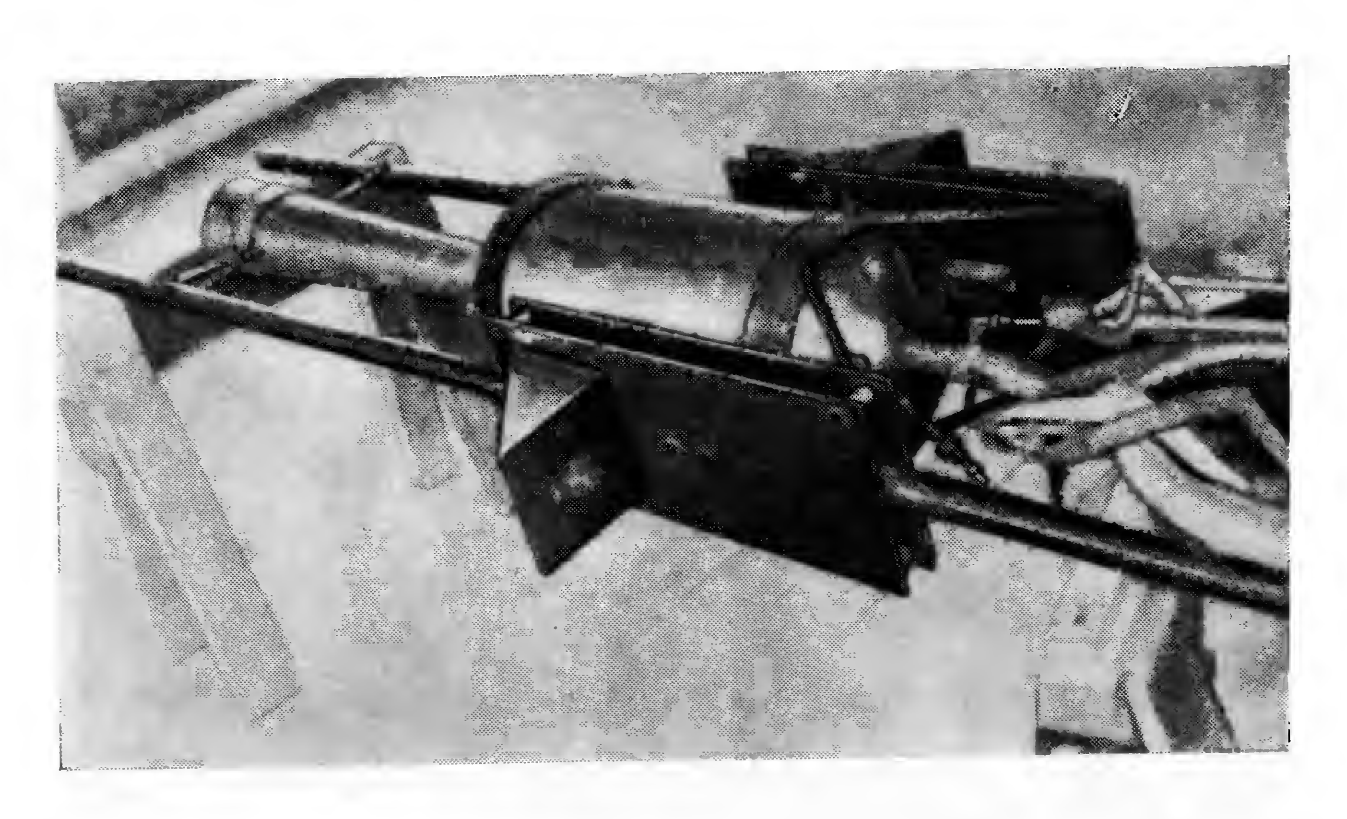


Рис. 1. Большая камера сгорания (видны фланцы для соединения с сильфонами записи подъемной силы)

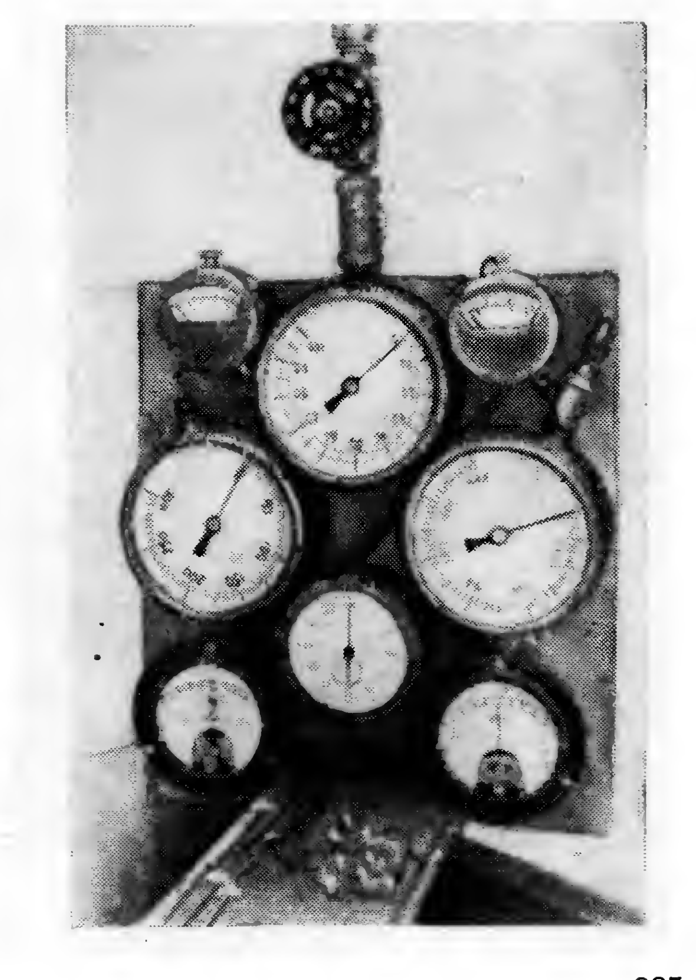


Рис. 2. Панель приборов для статических испытаний, показывающая время, давление подъемной силы, давление в камере и в трубопроводах, скорости расхода жидкостей и температуру камеры и сопла (последние два параметра — электрическим способом)

Метод проведения статических испытаний

Для перевозки ракеты и вспомогательного оборудования был использован большой четырехколесный прицеп, под днищем которого крепились несколько баллонов с азотом. Ракета целиком помещалась под верхним брезентом прицепа.

На рис. 1 показана камера сгорания с фланцами, которые связаны с мембранными коробками, предназначенными для измерения подъемной силы, когда она превышает вес ракеты Для ее измерения использовался манометр — самый верхний из трех манометров на приборной панели (рис. 2), которая была размещена в бетонном блиндаже, в 50 футах от башни. Из двух нижних манометров левый показывал давление в трубопроводе, правый — давление в камере. Вольтметры предназначались для измерения скоростей, с которыми расходовались жидкости, причем один из них был связан с поплавком в бензиновом баке, другой — в баке с кислородом.

Два гальванометра были связаны с двумя термопарами, одна из которых была в камере, а другая — в сопле, с их помощью из-

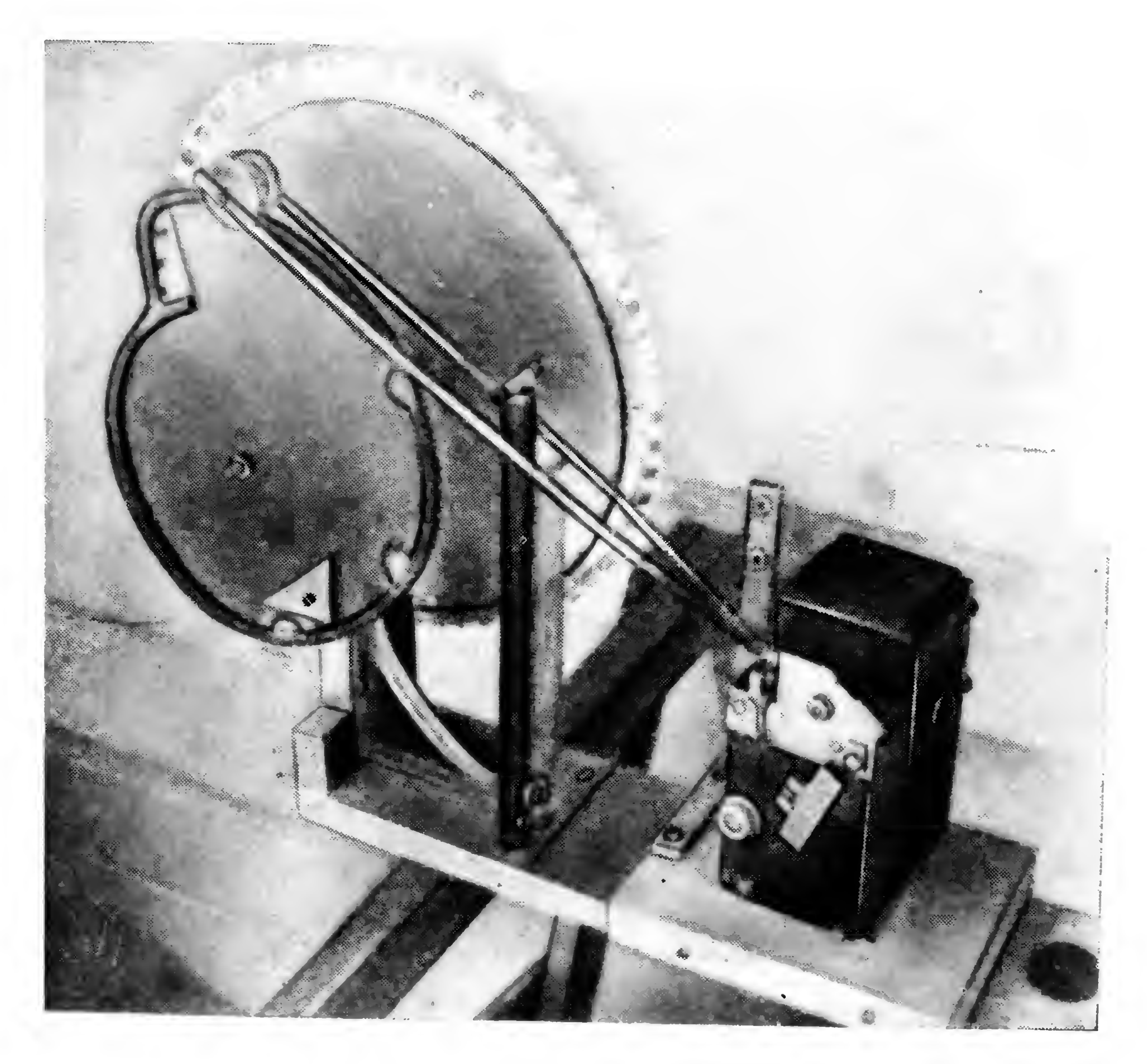


Рис. 3. Фотокамера с включающим эксцентриком для записи измерений

мерялись соответствующие температуры. Секундомер с сравнительно большим циферблатом был расположен между гальванометрами.

Записи делались с помощью фотокамеры «Септ», показанной на рис. 3, с интервалами от $^1/_3$ до 1 с. Манометры были подсоединены с помощью подземного трубопровода, протянутого между башней и бетонным блиндажом. Трубопровод для измерения давления подъемной силы был заполнен автомобильной гидротормозной жидкостью с тем, чтобы уменьшить ход сильфонов. Наполнение линий производилось неподалеку от башни [4]. В блиндаже имеется маленький уровнемер, по которому определяется момент, когда линия заполнена.

Электропроводка между башней и блиндажом для пуска и останова мотора фотокамеры, а также для записи температуры и скоростей потока представляла собой кабель, разматываемый с катушки перед каждым испытанием. В дополнение к фотозаписывающему устройству при испытаниях проводилась киносъемка из укрытия, находящегося в 140 футах от башни [4]. Оттуда же осуществлялось и визуальное наблюдение.

Результаты статических испытаний

С 22 ноября 1935 г. по 12 февраля 1936 г. было осуществлено 10 статических испытаний, которые для удобства обозначены как испытательная серия К. Первые испытания показали, что большая камера работает без повреждений, но также и то, что тяга получается ниже ожидаемой, во всяком случае увеличение ее не точно пропорционально по отношению к используемым ранее малым камерам. Количество проведенных статических испытаний оказалось больше предполагаемого, поскольку оказалось желательным либо увеличить тягу, если бы это было возможно в приемлемое время, либо, если это окажется невозможным, найти ту приемлемую линейную зависимость, на которой будет лежать большая тяга. Вариации давления, скорости потока и методов впрыска дали увеличение тяги от 450 до почти 800 фунтов [5]. Время, необходимое, чтобы поднять тягу от нуля до какого-либо большого постоянного значения, было около 1,5 с, т. е. намного меньше, чем у ранее используемых ракет диаметром 9 дюймов. Было обнаружено также, что для предупреждения существенного нагрева необходимо увеличить по сравнению с меньшими камерами отношение бензина к кислороду.

Было решено, что применение повышенных давлений, а также усовершенствование ранее используемого метода впрыска должны дать при больших камерах более высокие тяги и КПД. Однако, поскольку для завершения настоящей фазы работ необходимо было провести дальнейшие испытания, статические испытания в феврале были прерваны и начаты работы над летной моделью.

ВТОРОЙ ЭТАП

Общий план работы по летной модели

Летная модель включала в себя камеру, сконструированную в соответствии с новыми знаниями, приобретенными в вышеописанной серии статических испытаний, а также баки, обшивку, парашют и управляющий механизм. Для обеспечения давления в баках было решено применить жидкий азот, сжиженный на ракете перед полетом; такое решение для первой летной модели было предпочтительнее, чем применение насосов и легких баков. Причина этого состоит... в том, что в ином случае на насосной модели ракеты пришлось бы испытывать все предназначенные на первое время методы создания давления, включенные в настоящий план. Однако повреждение насосной модели привело бы к значительному увеличению времени на ремонт. Модель ракеты с жидкоазотным баком, представляющая собой переход от маленьких ракет с давлением в топливных баках к большой модели с насосами, должна иметь намного бо́льшую дальность полета, чем предшествующие модели, благодаря исключению веса устанавливавшегося на ракете баллона с сжатым газом, который весил больше, чем два топливных бака вместе взятых.

Предварительные испытания летной модели

Поскольку создание и регулирование давления на ракете было новым делом, необходимо было перед запуском ракеты провести, по крайней мере, одно статическое испытание. Это испытание было осуществлено, разумеется, без установки обшивки, парашюта и механизма управления, но во всех других отношениях все было точно таким же, как если бы выполнялся полет.

Испытание этой ракеты проводилось 11 мая 1936 г., причем все ракеты этой серии получили общий индекс «L». На рис. 4 показана камера этой ракеты на испытательной башне. Для проведения операций с ракетой, установленной на башне, использовалось новое, более надежное устройство контроля, необходимость которого показали предварительные проверки. Эта ракета продемонстрировала хорошую работу в течение 20 с, сразу после чего на конструкцию были установлены оболочка, парашют и механизм управления, так что она стала готовой к полету.

Хотелось бы привлечь внимание к тому факту, что данная модель, прошедшая упомянутое выше статическое испытание, обладает следующими конструктивными особенностями, которые могут быть использованы в насосной модели: бак с жидким азотом, получаемым непосредственно на ракете; автоматическое регулирование давления газообразного азота; испарительный кожух вокруг сопла и те же самые устройства для контроля на башне.

Ракета, готовая к полету, показана на рис. 5. Она имела 18 дюймов в диаметре, причем ширина между наружными кромками

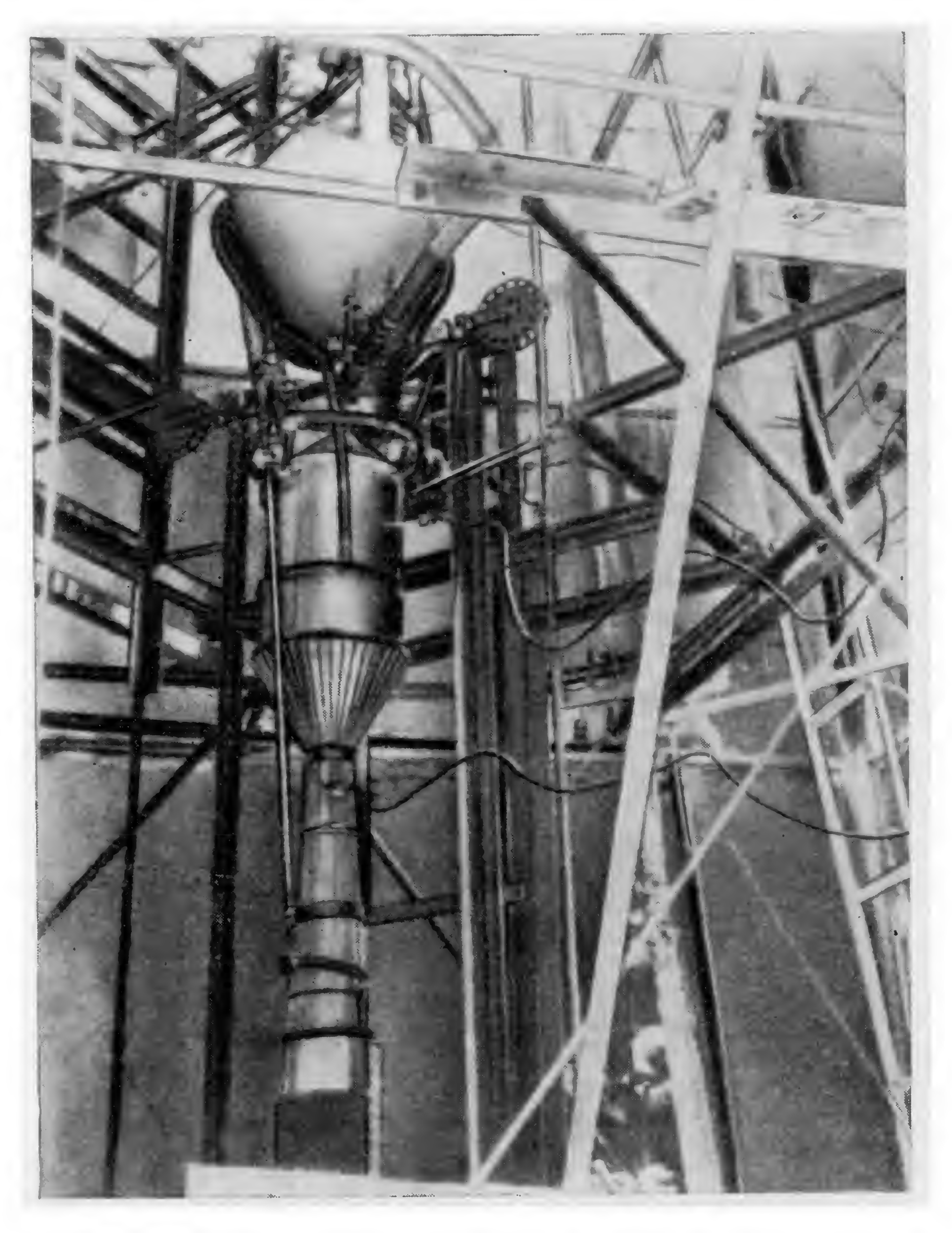


Рис. 4. Камера ракеты (летная модель), установленная в башне для первого статического испытания

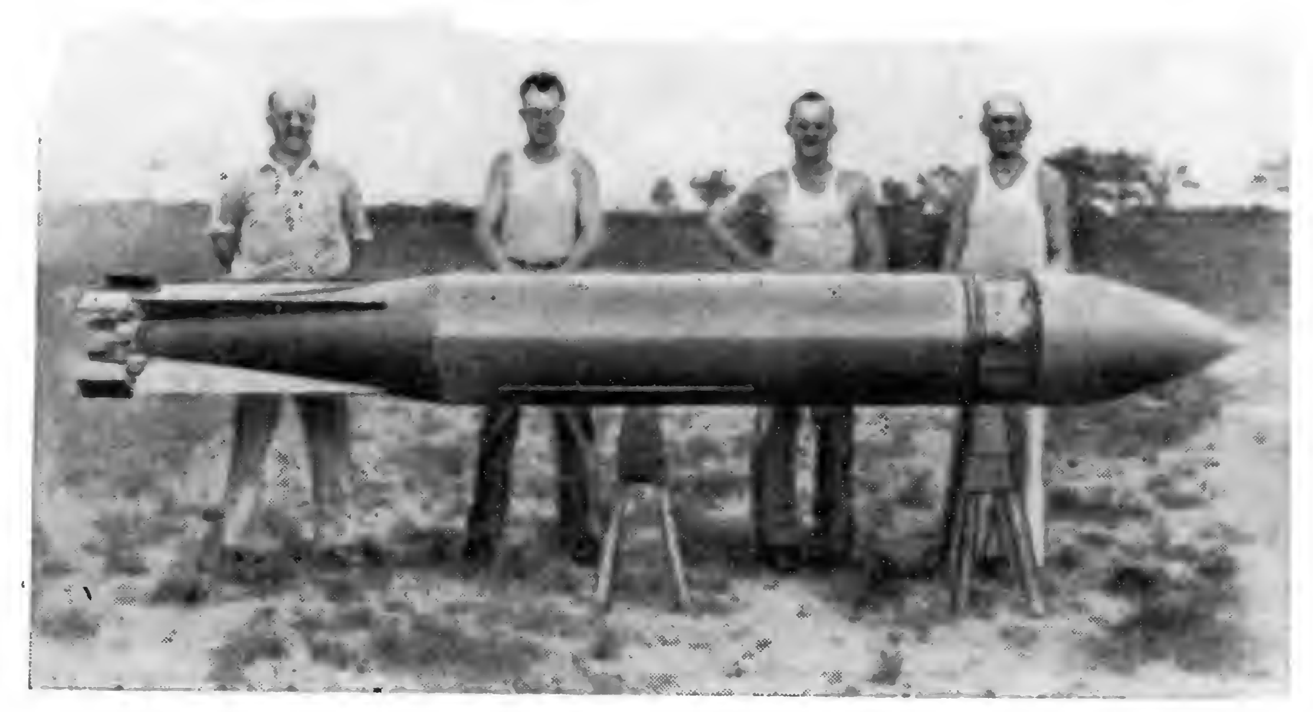


Рис. 5. Полностью собранная летная модель

неподвижных воздушных лопастей также составляла 18 дюймов. Как и ранее, были применены четыре подвижных руля, установленных в струе ракетного двигателя, и четыре подвижных воздушных руля, размещенных по наружным нижним углам неподвижных лопастей, как это показано на рисунке, причем воздушные и струйные рули двигались одновременно и согласованно. На рис. 6 показана ракета, установленная в башне, крупным планом.

Жидкокислородный бак наполнялся из ведер с термической изоляцией, поднимаемых с помощью блока и тали. Сами ведра заполнялись из 50-литрового контейнера на специальном стенде так, как это показано на рис. 7.

Применявшийся до этого телескоп для получения записи полета, хотя и имел достаточную мощность по высоте, обладал ограниченным полем зрения и поэтому слежение с его помощью за быстро движущимся по траектории объектом было затруднено. В связи с этим на записывающем устройстве был установлен бинокль с противовесом (рис. 8).

Гироскоп имел литой из алюминиевого сплава карданный подвес и был заключен в коробку «дауметал» (рис. 9), укрепленную на четырех рамках «лорд», две — для демпфирования вертикальных колебаний и две — против скручивающих колебаний вокруг продольной оси ракеты. Гироскоп, применявшийся в малых моделях, был усовершенствован с целью облегчения его настройки.

Устройство для записи изменения давления по времени, необходимое для проверки регулирования давления в ракете во время полета, показано на рис. 10. Этот инструмент служит, кроме того, для подачи электрического сигнала на выпуск парашюта в любой

желаемый момент времени после того, как давление в ракете упадет, т. е. в конце периода работы двигателя.

Внутри конического обтекателя в длинной жестяной коробке (рис. 11) размещен 3-футовый вспомогательный парашют, предназначенный для отведения обтекателя в сторону. На том же рисунке выше круглой пластины видны устройство для отделения обтекателя и дверца коробки с парашютом. Отведение обтекателя, который приземляется с вспомогательным парашютом, обеспечивает освобождение 10-футового основного парашюта, прикрепленного к верхней части бензинового бака ракеты. В конструкции

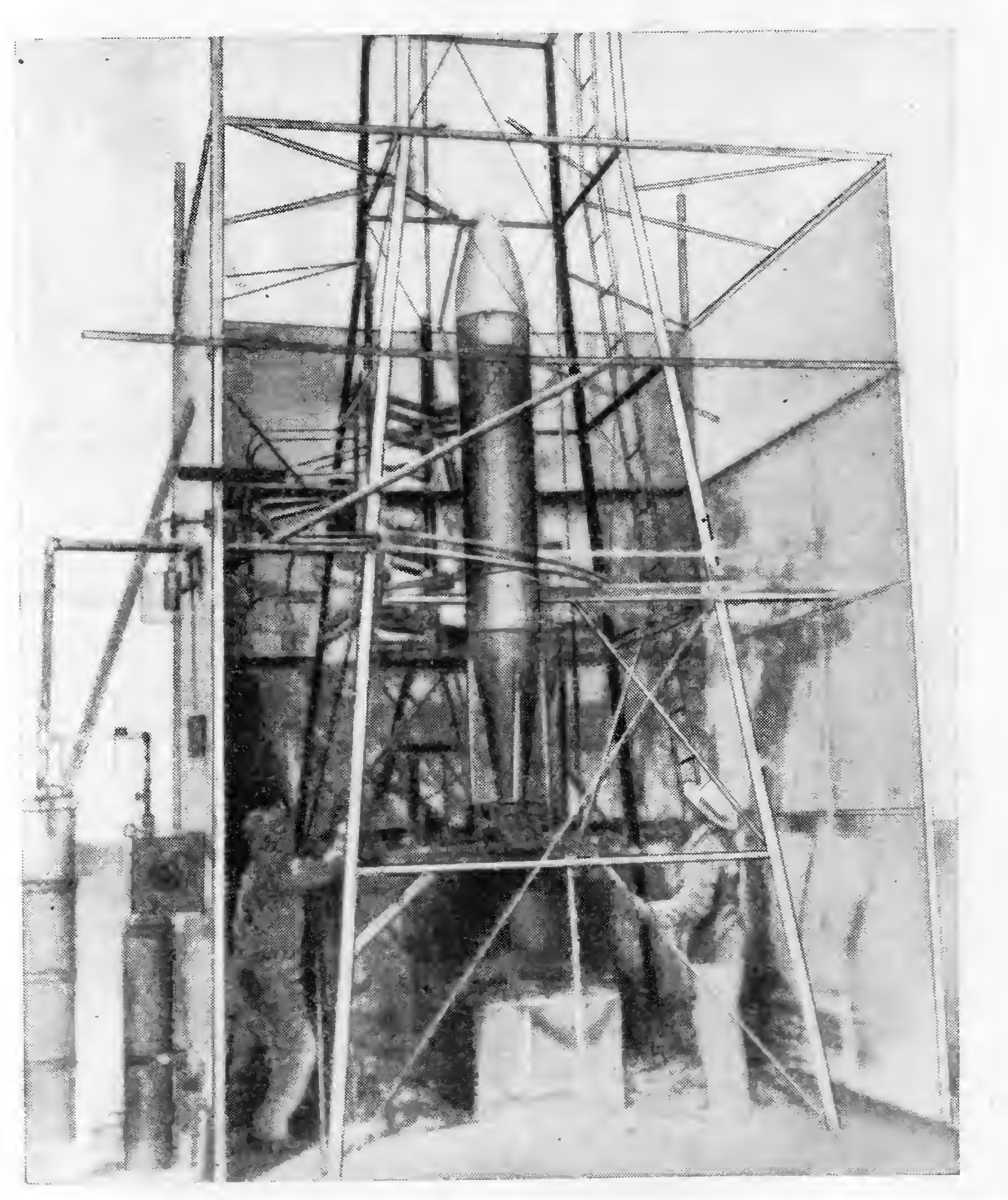


Рис. 6. Полностью собранная ракета, установленная в башне



Рис. 7. Наполнение кислородных ведер для большой ракеты



Рис. 8. Записывающий телескоп с широким углом зрения

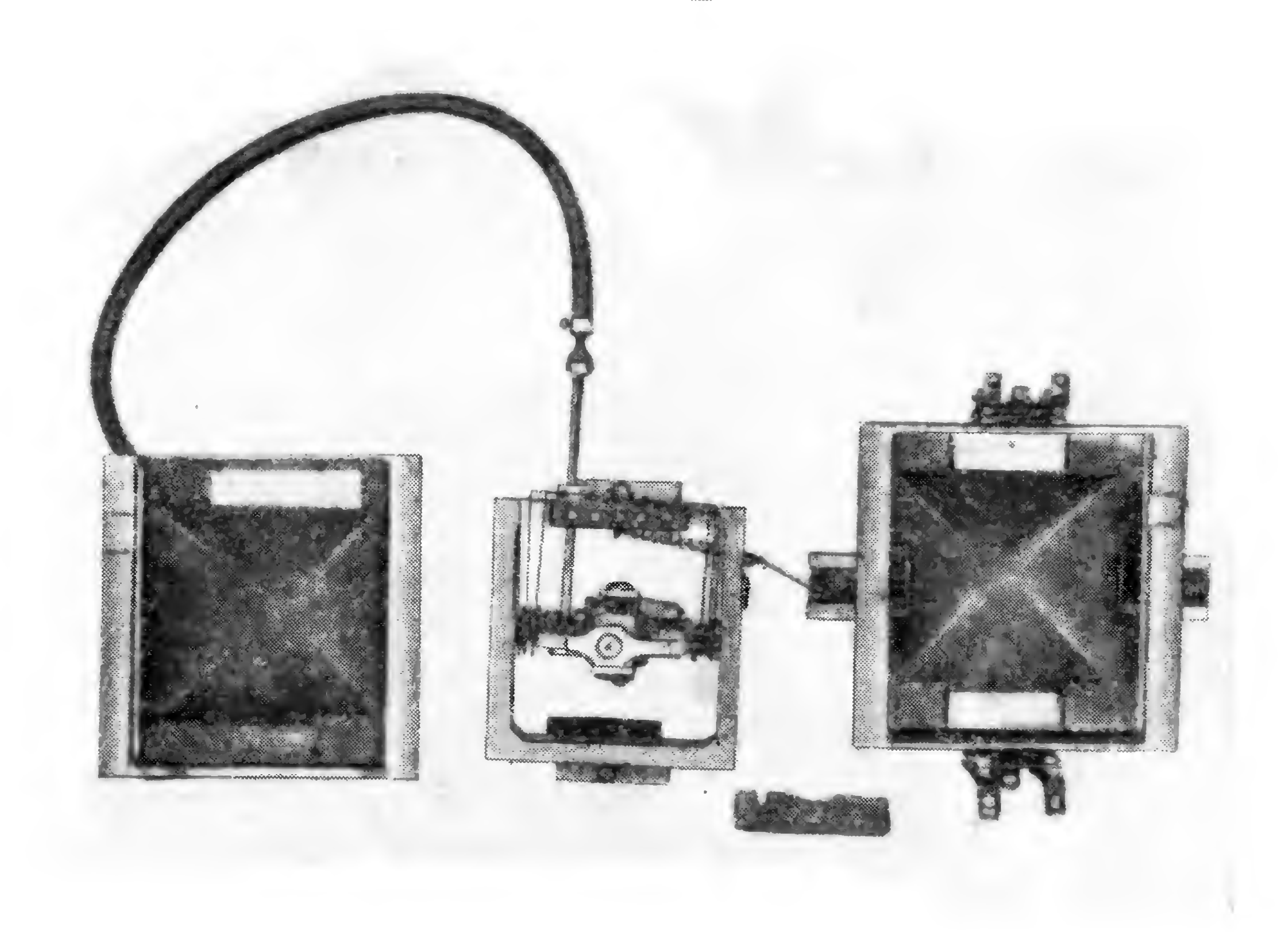


Рис. 9. Гироскоп и контейнер «дауметал»

10-футового парашюта был применен самолетный канат Рёблинга диаметром $^1/_4$ дюйма. Поскольку внутри обтекателя оказалось значительное пустое пространство, то решено, что это в будущем будет хорошим местом для приборов, особенно если для обтекателя будет применен большой парашют в дополнение к используемому сейчас малому вспомогательному.

Ракета была готова к летному испытанию 18 июня. Однако через 4 с после начала работы двигателя камера прогорела. Для выяснения причины прогара 2 июля было проведено статическое испытание, причем обшивка, парашют и управляющий механизм были сняты с ракеты. В этом испытании камера снова прогорела через 8 с после начала работы, хотя фотографическая запись не показала необычных температур или давлений.

Было осуществлено еще одно статическое испытание, в котором проводились все необходимые проверки с тем, чтобы воспрепятствовать недостатку бензина вплоть до того, чтобы на внутренней стенке камеры перед испытанием не было даже заметного намораживания. Статическое испытание состоялось 16 июля и камера работала в течение 32 с без повреждения — это была максимальная продолжительность горения, полученная до сих пор.

Без каких-либо изменений в ракете, лишь после установки обшивки, парашюта и управляющего механизма, 31 июля осу-

ществлена попытка полета. Ракета взлетела над башней, но сразу же после этого камера прогорела и в результате полет получился коротким [6].

В настоящее время ракета восстановлена и в ближайшее время будет осуществлено еще одно летное испытание [7]. При установке новых трубопроводов выяснилось, что у ракет, которые были

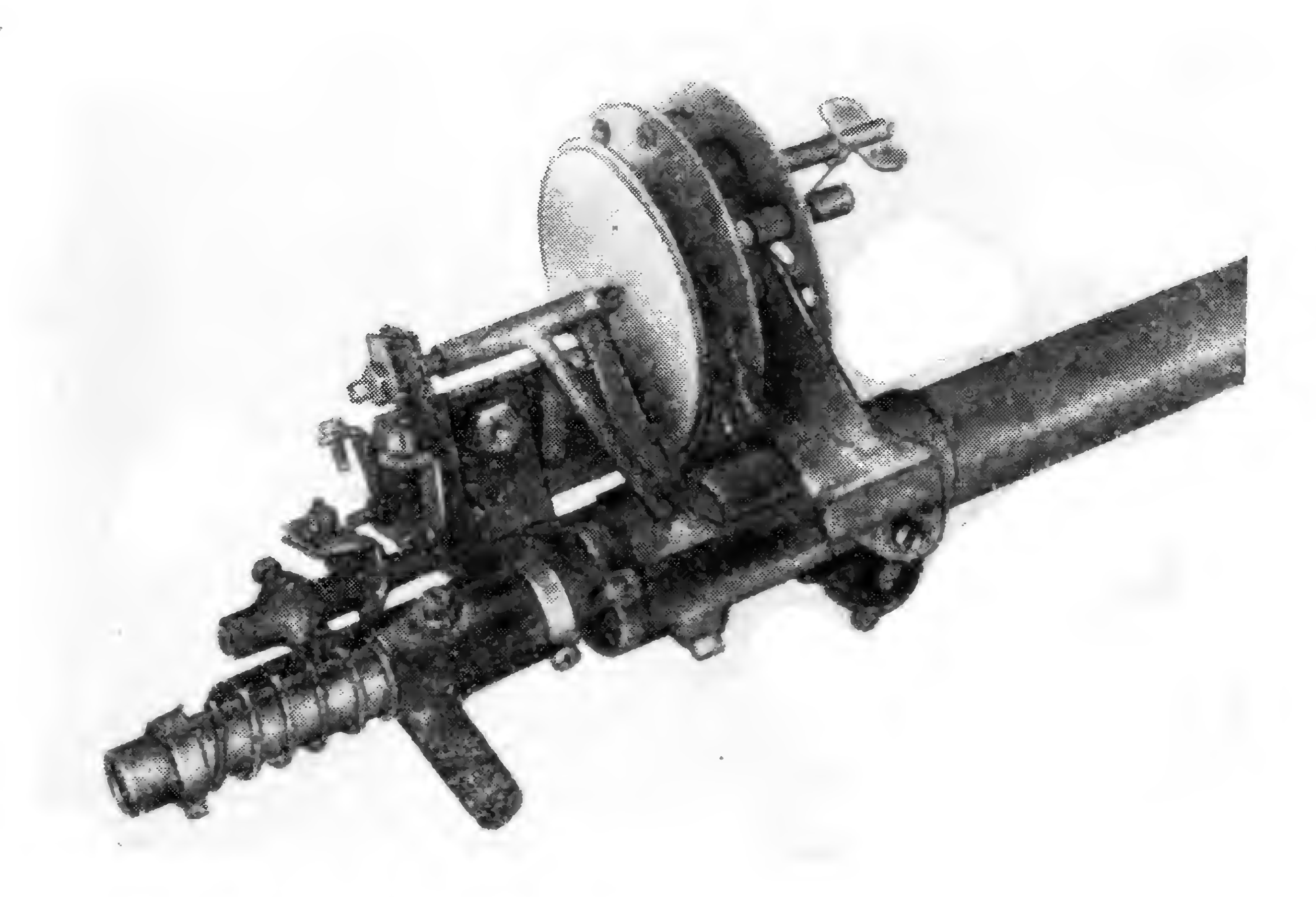


Рис. 10. Используемое на ракете устройство для записи давления по времени с механизмом для выпуска парашюта



Рис. 11. Внутренний вид конического обтекателя (видна коробка с вспомогательным парашютом)

сконструированы еще к серии статических испытаний, завершенной в феврале, в линии подачи бензина было вполне возможным образование воздушных пробок. Это могло объяснить, почему прогар камеры произошел не сразу, а лишь вскоре после начала испытаний, хотя в других случаях камера работала, не причиняя каких-либо неприятностей.

Как только эти трудности будут преодолены, будут продолжены летные испытания ракеты той же модели, но облегченной в допустимых пределах.

Стоимость жидкого кислорода

Действуя по совету полковника Линдберга, мы осуществили попытку уменьшить стоимость жидкого кислорода. Жидкий воздух, или «жидкий кислород средней чистоты», цена на который недавно поднялась с 1 до 1,5 доллара за 1 л, содержит большую долю азота, и это не позволяет получить с ним устойчивую тягу. Цена на кислород высокой чистоты для меня, как информировал нас в мае представитель фирмы «Линд эйр продактс», будет поддерживаться на уровне 1 доллара за 1 л. По моей просьбе он вместе с нью-йоркским управлением фирмы рассматривал возможность дальнейшего снижения цены, однако до сих пор ничего не сделано. Он оправдывался тем, что получение жидкого кислорода высокой чистоты на их оборудовании замедляет на несколько часов производство газообразного кислорода.

РЕЗЮМЕ

В течение прошедшего года были построены и испытаны необходимые для облегченных ракет большие камеры сгорания, причем их поведение было изучено достаточно, чтобы понять, как можно получить большие тяги.

Была также создана и испытана система создания и регулирования давления, которая вполне отвечает требованиям к облегченной ракете и большей части требований к очень легкой насосной модели. Насколько позволяло время и возможности, я занимался, кроме того, проектированием и разработкой мощной легкой турбины, а также разработкой и испытанием конструкции очень легкого бака.

СОВРЕМЕННОЕ СОСТОЯНИЕ РАБОТ НАД РАКЕТОЙ И ПРЕДЛОЖЕНИЯ НА 1937—1938 ГГ. [1]

Розуэлл, 19 марта 1937 г.

РЕЗУЛЬТАТЫ НА СЕГОДНЯШНИЙ ДЕНЬ ПО ЛЕТНОЙ МОДЕЛИ ДИАМЕТРОМ 9 ДЮЙМОВ

Как пояснялось ранее... серия летных испытаний с большими моделями, диаметром 18 дюймов, с применением камер сгорания диаметром 10 дюймов, запланированная на оставшуюся часть этого года, была отменена в связи с тем, что, как выяснилось, ртебовалось время на доработку этих камер с целью обеспечения надлежащего охлаждения.

Таким образом, усилия в настоящее время сосредоточились на испытаниях ракет диаметром 9 дюймов, снабженными камерами сгорания диаметром $5^3/_4$ дюйма. За исключением нескольких статических испытаний, проведенных в ноябре 1936 г. с целью проверки различных сортов бензина, это были летные испытания [2]. Во всех этих испытаниях не было признаков нагрева камер.

При летном испытании 18 декабря 1936 г., осуществленном с целью проверки характеристик камер, гироконтроль не применялся, но использовалось улучшенное охлаждение магистрали жидкого кислорода, разработанное для большой модели. Ракета быстро поднялась из башни и приземлилась на расстоянии около 2000 футов.

Эта модель была отремонтирована и на нее были установлены гироскоп и управляющие рули. В дополнение к четырем рулям, движущимся в выхлопной струе, как это было в полетах 1935 г., установлены четыре подвижных воздушных руля, причем было сделано так, чтобы они действовали от набегающего потока воздуха после прекращения работы двигателя. Полет этой модели состоялся 24 января 1937 г. [3], причем было очевидным, что подвижные воздушные рули работали, поскольку после прекращения действия тяги не наблюдалось внезапного изменения направления ракеты, как это было прежде из-за разворота ракеты тем рулем в выхлопной струе, который сработал последним в конце периода действия тяги.

27 февраля состоялся еще один полет [4], при котором загрузка топливом была увеличена на 50% по сравнению с предыдущими ракетами этого размера; так что топлива было достаточно для создания тяги в течение 30 с. Преимущество большей продолжительности действия тяги, однако, не было реализовано, поскольку

ракета в полете слишком отклонилась от вертикали. Сейчас к полету готовится модель, в которой гироскоп отрегулирован с целью более точного приближения траектории к вертикальной линии [5].

ПЛАН РАБОТ ДО СЕНТЯБРЯ 1937 Г.

Оставшиеся на этот год работы будут заключаться в проведении полетов с моделью диаметром 9 дюймов без доработки камеры. Выше указывалось, что текущая работа состоит в проведении полетов, в которых система управления отлажена таким образом, чтобы точнее, чем ранее, выдерживать вертикальность траектории, причем механизм раскрытия парашюта настроен таким образом, чтобы он срабатывал, как только ракета от нее отклонится. В последующих полетах будет также увеличено давление с целью получения большего КПД, что, в свою очередь, даст увеличение подъемной силы, скорости и дальности.

Затем будут проведены испытания ракеты с баками уменьшенного веса. В настоящее время вес баков составляет 45% от всего веса незаполненной ракеты, но при использовании материала с прочностью на разрыв 350 000 фунтов на 1 кв. дюйм, в соответствии с результатами наших испытаний, вес баков можно будет снизить до 20 или 25% от теперешнего веса ракеты.

Вес клапанов, трубопроводов и арматуры составляет около 25% веса ракеты. До сих пор они делались относительно тяжелыми, чтобы облегчить процесс их изготовления. Поэтому желательно провести еще серию испытаний, при которых этот вес будет снижен примерно наполовину.

В последующих испытаниях планируется обеспечивать давление от бака с жидким азотом, сжижаемым на ракете перед стартом, причем бак, испаритель, а также контроль давления подобны тем, которые были разработаны и применялись в испытаниях большой модели с мая по ноябрь 1936 г. Это позволит устранить баллон высокого давления и снизить вес всей системы создания давления с 20 до 10% и менее от веса всей ракеты. Желательность использования бака с жидким азотом связана не столько с экономией веса, сколько с тем обстоятельством, что такое средство создания давления необходимо будет также в том случае, когда будут использоваться насосы, поскольку они потребуют большого количества газа с высоким давлением.

Во всех этих испытаниях планируется иметь вес полностью загруженной ракеты, равным 175 фунтам, который был при испытании 27 февраля, когда количество топлива увеличилось на 50% по сравнению с тем, которое было раньше у 9-дюймовых моделей. Таким образом, каждое из усовершенствований ведет к снижению веса ракеты и одновременно дает возможность увеличения загрузки топливом, а следовательно, обеспечивает значительный прирост достижимой высоты.

ПЛАН РАБОТЫ, ПРЕДЛАГАЕМЫЙ НА 1937—1938 ГГ.

Хотя, как сообщалось в предыдущих отчетах, большие ракеты будут иметь преимущество в отношении снижения относительного веса системы управления и различного оборудования до малой доли от всего веса, тем не менее можно полагать, что в следующем году наиболее целесообразно посвятить деятельность летным испытаниям ракеты диаметром 9 дюймов, особенно, если учесть, что разработана насосная система, первоначально предназначавшаяся для больших камер, характеризующаяся высоким давлением и меньшими объемами, как об этом упоминалось в моем письме от 21 января 1937 г. [6]

Первый этап. Не представляется вероятным, чтобы всю программу, которую я изложил выше, удалось бы осуществить к 1 сентября или к 15 августа, если работы будут прекращены, и хотелось бы завершить ее, как часть программы следующего года. Особенно желательно, чтобы эти устройства были испытаны, прежде чем будут установлены насосы. Для этого этапа потребуется, вероятно, два или три месяца, а возможно — больше.

Второй этап. Этот этап должен включать летные испытания с такой же загрузкой топливом, с использованием ракет диаметром 9 дюймов, в которых предусмотрено высокое давление, легкие баки и система давления с жидким азотом, разработанная на первом этапе, но с насосами. Целью этой части работы должны быть проверки характеристик в воздухе. Для этого этапа потребуется вероятно, от четырех до шести месяцев.

Третий этап. Большое преимущество насосной системы состоит в том, что давление в топливных баках может быть снижено настолько, что вес баков, т. е. самой тяжелой части ракеты, может быть снижен до минимума. Третий этап должен включать полеты с очень легкими баками и с максимально возможной загрузкой топливом. На это должна уйти оставшаяся часть года.

Касаясь вышеизложенного плана работ на последующий год, следует заметить, что время, отведенное для разных этапов, должно рассматриваться лишь как приблизительное, поскольку оно зависит от вполне вероятных непредвиденных осложнений ⟨...⟩.

РАЗРАБОТКА РАКЕТ В ПЕРИОД С ФЕВРАЛЯ 1937 ПО ФЕВРАЛЬ 1938 Г.[1]

Розуэлл, 7 февраля 1938 г.

В настоящем отчете представлены результаты испытаний, проведенных в прошлом году, а также результаты разработки некоторых технических методов. В этом отчете обсуждается также значение полученных в ходе испытаний результатов для дальнейших работ в области ракет и реактивных двигателей.

ПОДВИЖНЫЕ ВОЗДУШНЫЕ РУЛИ

Целью испытаний, проводившихся в прошлом году, было получение управления ракетой после прекращения работы двигателя. Важность этого была доказана во время предыдущих полетов, управление в которых осуществлялось лишь в период работы двигателя, а после ее прекращения наблюдалось столь значительное отклонение от курса, что ракета двигалась почти горизонтально (по-видимому, под воздействием вращающей силы от струйного руля, сработавшего последним). Из-за высокой горизонтальной скорости создавались дополнительные нагрузки на парашют во время его раскрытия.

При испытании 26 марта 1937 г. использовались четыре подвижных воздушных руля, удаленных от оси ракеты настолько, насколько позволяла конструкция направляющих башни.

Каждый из этих рулей, которые показаны на рис. 1, соединен с соответствующим подвижным струйным рулем с помощью тяги, проходящей под фиксированным воздушным рулем. Струйные рули, как видно на рисунке, имеют коническую форму. Собранная ракета показана на рис. 2. Для направления при движении в башне ракета имела три алюминиевых уголка, с закругленными углами. На рисунке они обозначены *1a*, *2a* и *3a*. (Такой способ обозначения используется для того, чтобы избежать написания цифр на самих фотографиях; *1a*, например, показывает точку пересечения вертикальной линии, проходящей через *1*, и горизонтальной — через *a*.) Эти направляющие не давали такой же хорошей обтекаемости корпуса ракеты, какая была при использовании роликов, отбрасываемых после того, как ракета отры-

Рис. 1. Хвостовая часть ракеты с подвижными воздушными рулями, испытанной 26 марта 1937 г.

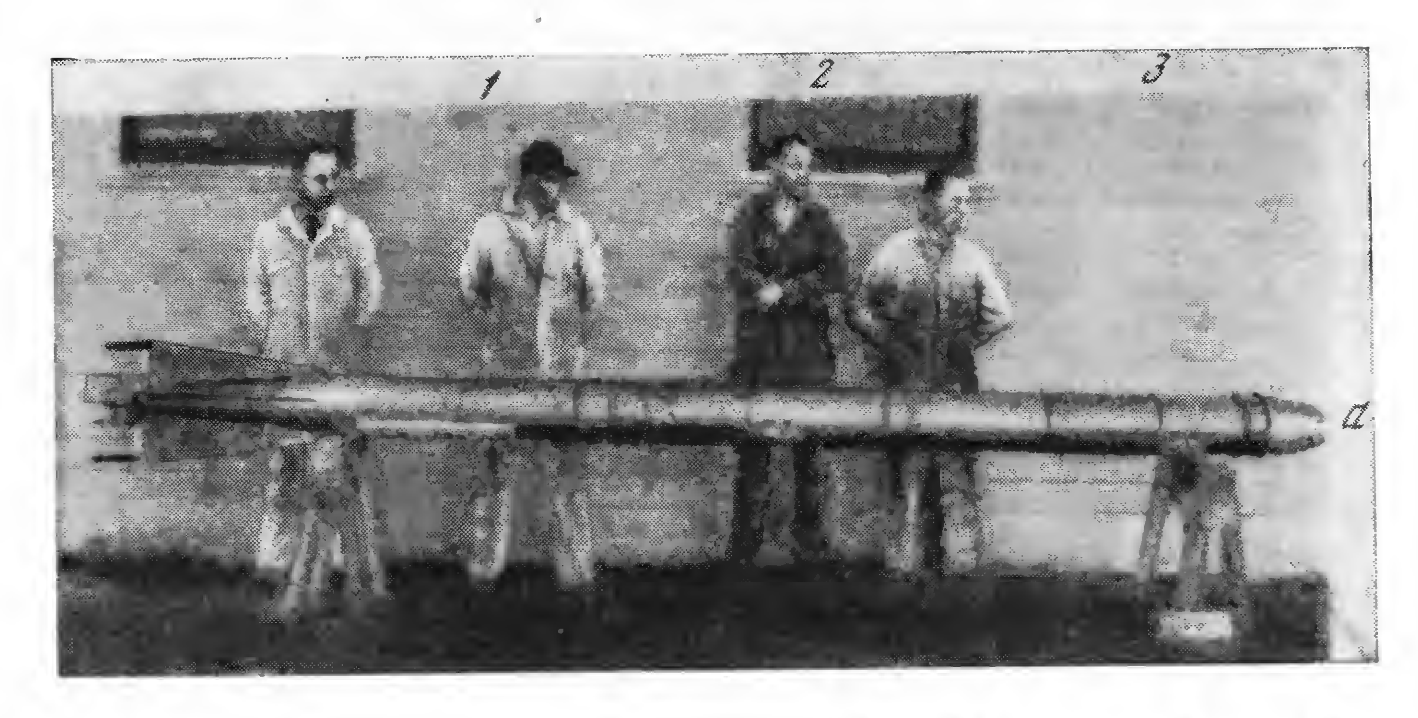


Рис. 2. Полностью собранная ракета с подвижными воздушными рулями

валась от башни, но применение этих опор обеспечивает меньшую вероятность аварии.

Подвижные воздушные рули, применявшиеся при этих испытаниях, действовали неудовлетворительно, и ракета после прекращения работы двигателя отклонялась от курса. В результате, хотя парашют был выпущен, он зацепился за рулевой трос и все шелковые стропы у основания парашюта порвались.

БОЛЬШИЕ ПОДВИЖНЫЕ ВОЗДУШНЫЕ РУЛИ

22 апреля 1937 г. проводились испытания [2] с большими алюминиевыми рулями (рис. 3) с целью убедиться в том, что подвижные воздушные рули способны противодействовать большим массам воздуха. У ранее испытанных рулей нижние кромки двигались во внутрь, а в данном случае они двигались наружу, в сторону от оси ракеты и, следовательно, от спутной струи. Рули приводились в движение сильфонным устройством *2a*, которые толкали стержни, протянутые сквозь трубы *1b*. На рис. 4 показаны струйные рули с удаленными подвижными воздушными рулями. По краям неподвижных воздушных рулей видны трубы *1a*.

Коррекция оказалась еще менее удовлетворительной, чем при использовании подвижных воздушных рулей меньших размеров, что, по-видимому, объясняется тем, что сопротивление бóльших рулей было столь большим, что управляющий эффект оказался незаметным.

УБИРАЮЩИЕСЯ ВОЗДУШНЫЕ РУЛИ

Для того чтобы максимально уменьшить сопротивление подвижных воздушных рулей, когда они не используются, они были сделаны убирающимися вдоль конической части корпуса ракеты. Каждый из этих рулей, показанных на рис. 5 и 6, по отдельности сильфоном устанавливается в рабочее положение. Четыре струйных руля имеют общую стальную державку; стержни воздушных рулей обмотаны изоляционной лентой, чтобы закрыть имеющуюся в них перфорацию [3]. В рабочем состоянии верхняя часть руля отстоит от корпуса ракеты на 1 дюйм. Это было сделано для того, чтобы избежать нарушения спутной струи вдоль корпуса ракеты за рулем.

Испытание ракеты, оборудованной этими рулями, было проведено 19 мая 1937 г. [4], причем в ходе его осуществлялась коррекция полета после прекращения работы двигателя. Это сделало возможным раскрытие парашюта с 450-футовыми стропами без каких-либо его повреждений [5].

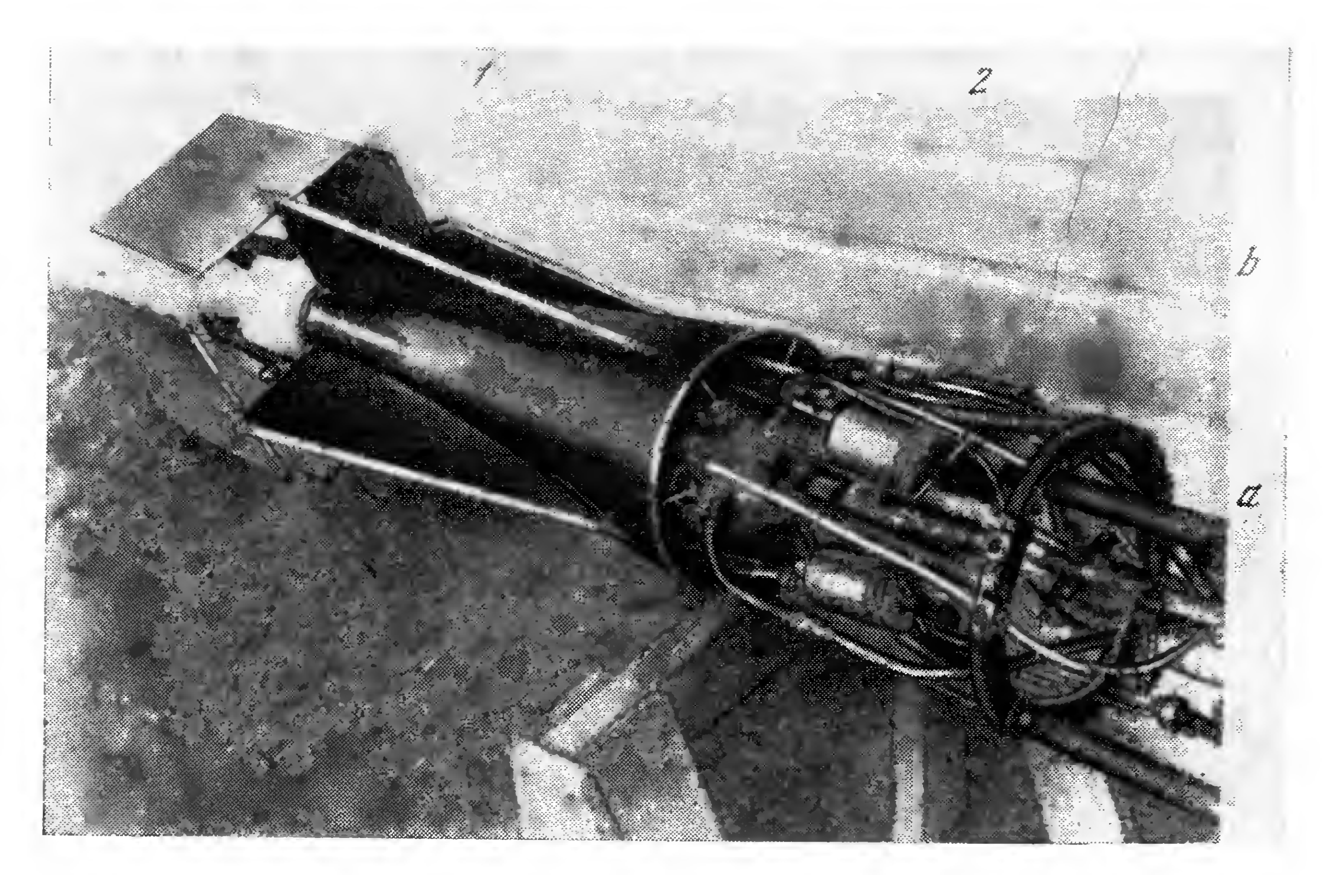


Рис. 3. Хвостовая часть ракеты с большими подвижными воздушными рулями, испытанной 22 апреля 1937 г.

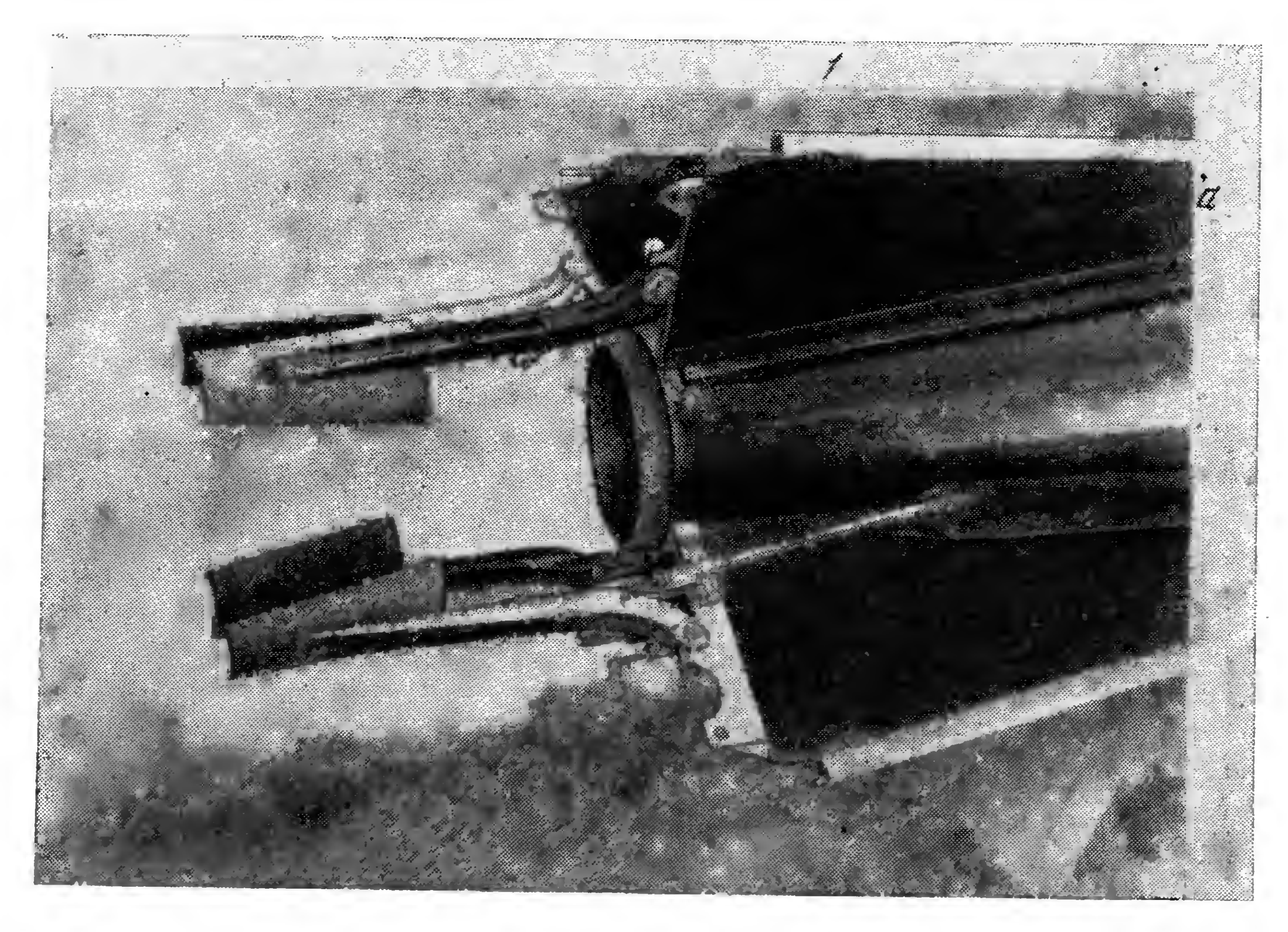


Рис. 4. Большие подвижные воздушные рули сняты со стержней

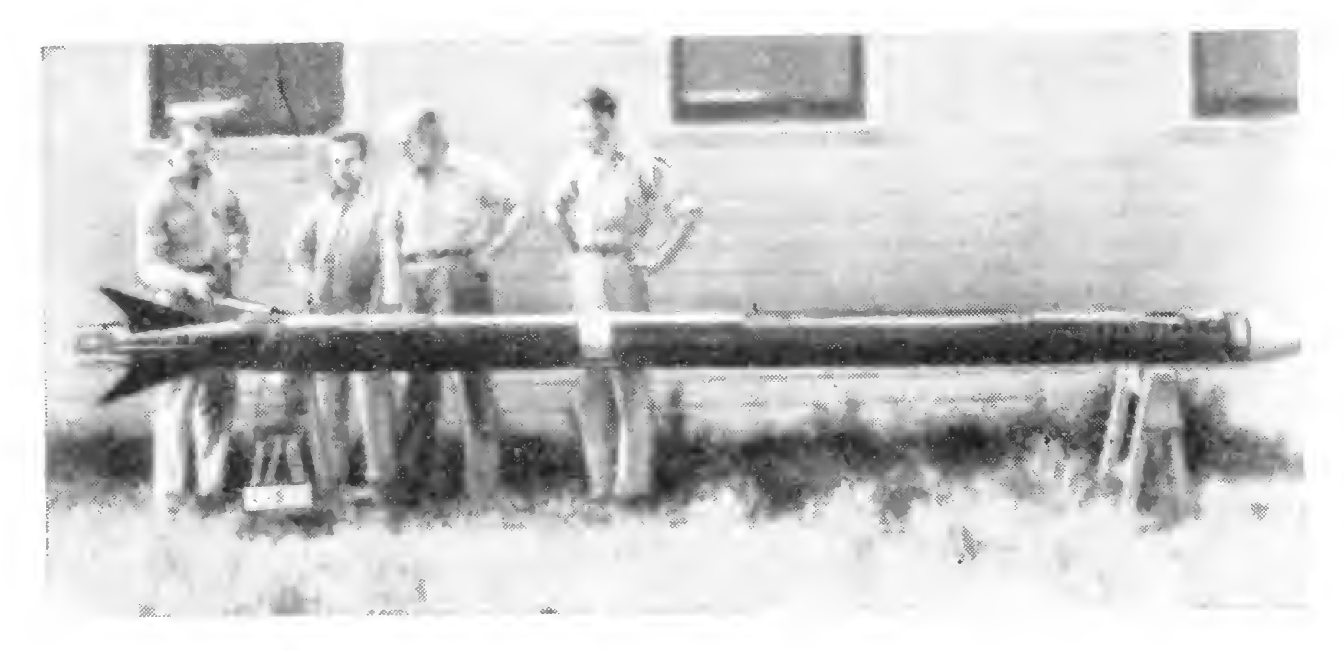


Рис. 5. Полностью собранная ракета с убирающимися воздушными рулями, испытанная 19 мая 1937 г.

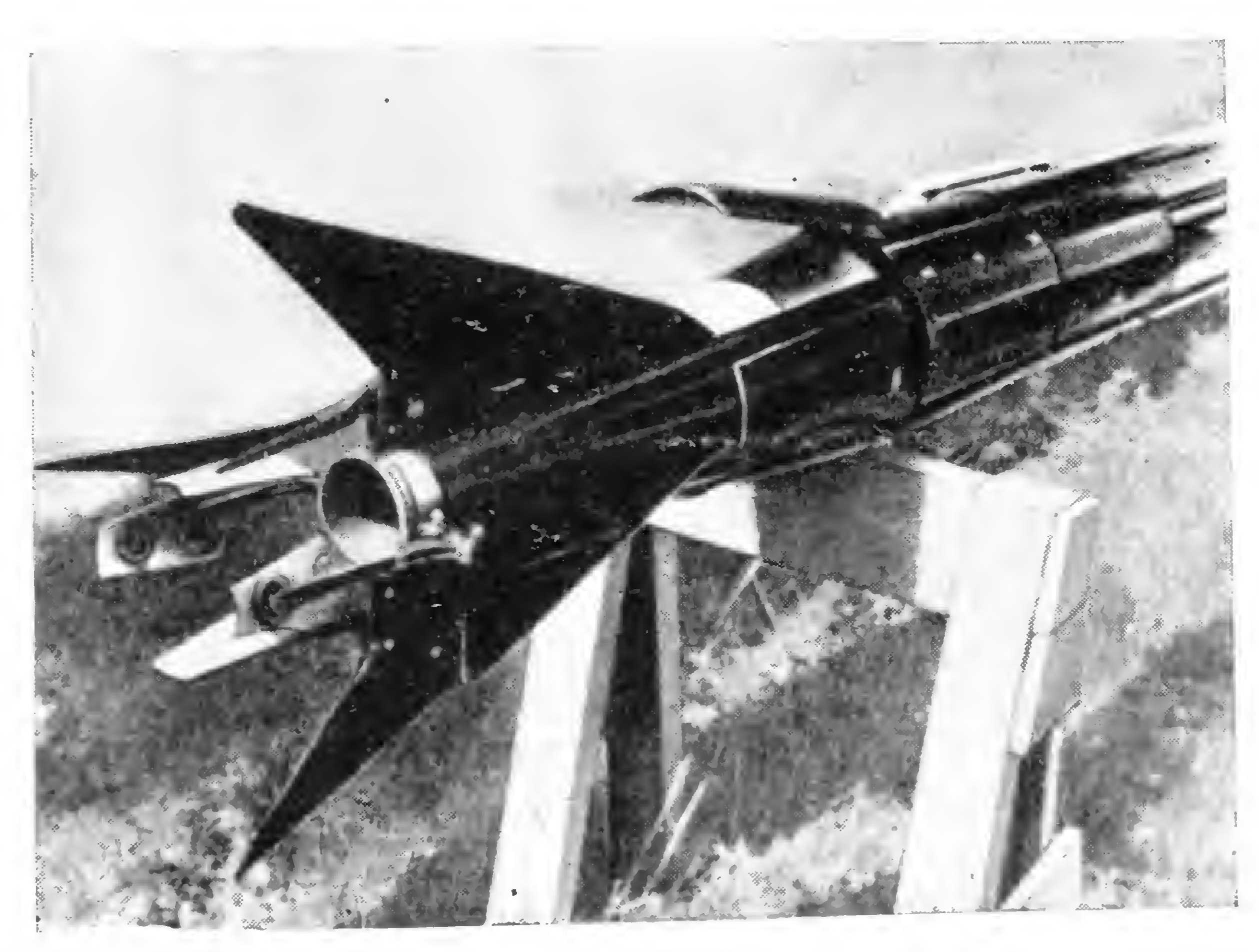


Рис. 6. Хвостовая часть ракеты с убирающимися воздушными рулями (один руль поднят)

Во время упомянутого испытания вследствие хорошей работы парашюта впервые удалось проверить работу всех элементов механизма его раскрытия. Основной целью было добиться, чтобы парашют освобождался сразу же после прекращения работы двигателя, когда ракета начинала переходить в горизонтальное положение, причем чтобы это происходило независимо от направления относительной скорости воздуха и величины скорости ракеты.

Парашют помещался в обычный контейнер [3], который крепился к верхней части алюминиевого обтекателя в носовой части ракеты. Обтекатель закреплялся в трех точках, в одной из которых имелся стержень. Когда давление в камере сгорания падало и ракета отклонялась на 90° по отношению к оси гироскопа, возникал электрический контакт, стержень направлялся в обтекатель и тот освобождался. Под давлением воздуха обтекатель отбрасывался в сторону и парашют извлекался из контейнера. К обтекателю изнутри крепился вспомогательный парашют, который позволял осуществлять его спуск без повреждений.

Контактное устройство гироскопа представляло собой регулируемую латунную планку (рис. 7), которая укреплялась в каркасе гироскопа и служила основанием для одной из пластинок коллектора. Последний включался при коррекции полета с помощью медных щеток [3]. Четыре контактных планки были использованы для того, чтобы контур гироскопа срабатывал при повороте ракеты на 90° от вертикали в любом направлении. На рис. 7 видны также четыре резиновых крепления, предложенные полковником Линдбергом для предотвращения выбрации гироскопа.

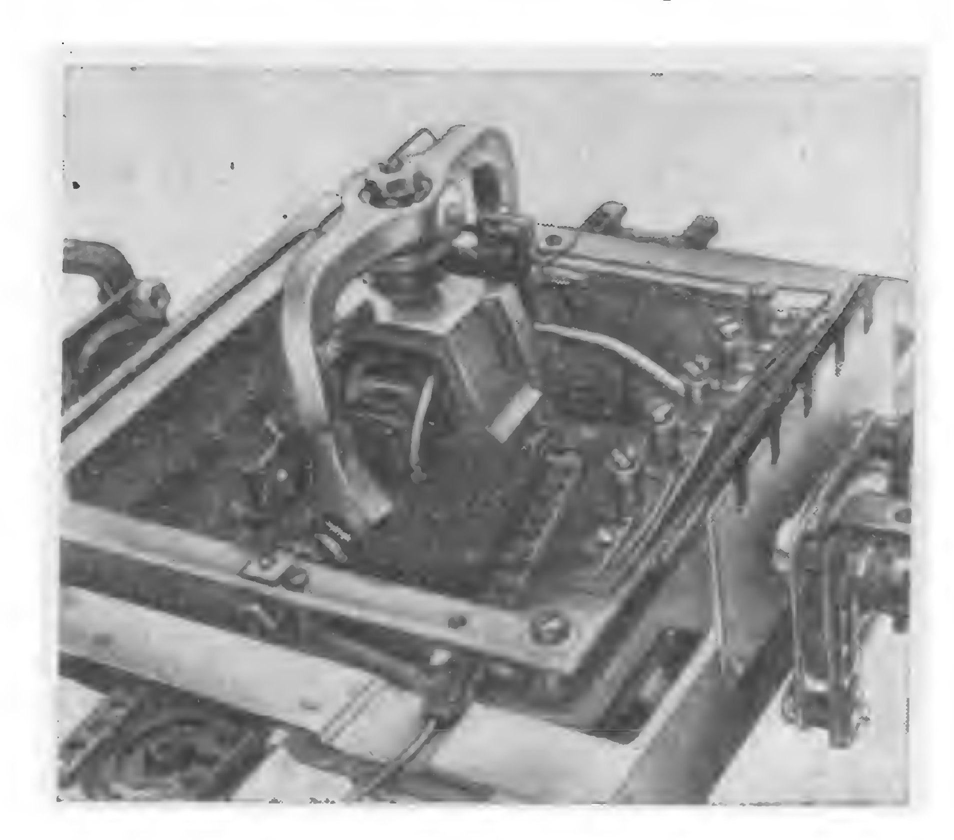


Рис. 7. Гироскоп с механизмом освобождения парашюта (май 1937 г.)

При испытаниях 26 марта и в дальнейшем на ракете были установлены пластинки коллектора для коррекции движения ракеты при отклонении на 5° вместо 10°, как было раньше. Киноленты, запечатлевшие полеты, проведенные до настоящего времени, показывают значительно более прямую траекторию движения ракеты, чем в предыдущих испытаниях.

УПРАВЛЕНИЕ С ПОМОЩЬЮ ОТКЛОНЯЕМОЙ КАМЕРЫ

Изучая рис. 6, можно сделать вывод, что при использовании рулевых систем на очень высоких скоростях создается высокое вредное сопротивление. В рабочем положении даже убирающиеся

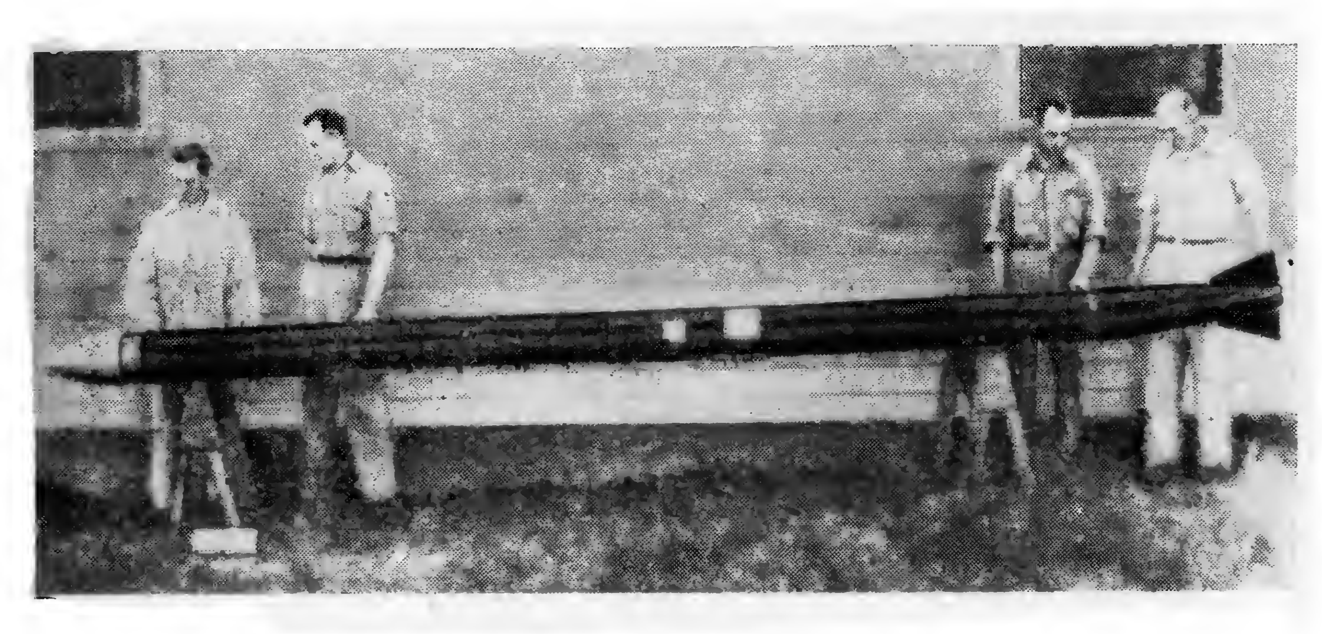


Рис. 8. Полностью собранная ракета с отклоняемой камерой (июль 1937 г.)

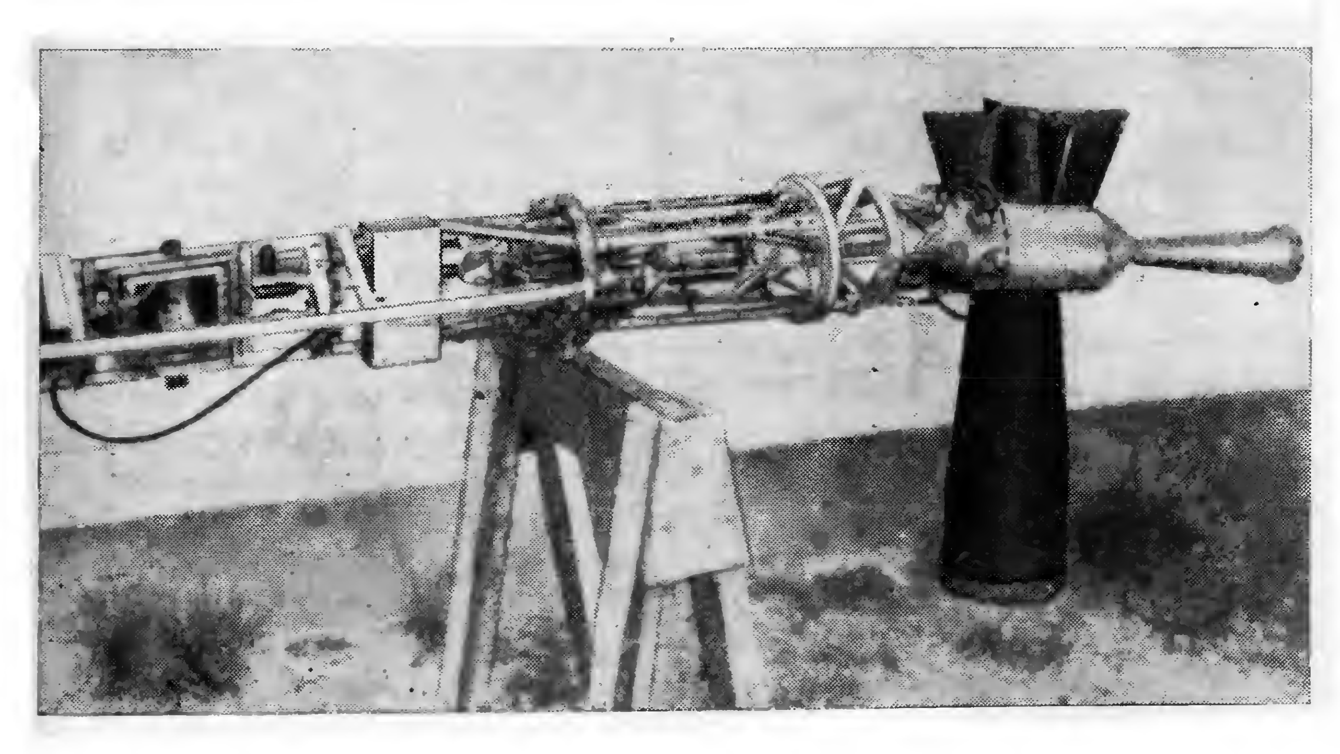


Рис. 9. Хвостовая часть ракеты с отклоняемой камерой сгорания (обшивка снята)

воздушные рули повышают его весьма значительно. Поэтому оказалось желательным применять, если это возможно, не все рули, что, во-первых, увеличит дальность полета ракет, испытываемых в настоящее время, а во-вторых, уменьшит сопротивление на предельных скоростях, которые, несомненно, будут достигнуты.

Камера и конусная обшивка хвостовой части ракеты были смонтированы таким образом, чтобы они могли отклоняться относительно некоторой точки выше камеры в двух плоскостях, расположенных под прямым углом. Управление наклоном осуществлялось с помощью гироскопа, и как только гироскопическая регулировка прекращалась, происходило выпрямление камеры вдоль продольной оси. На рис. 8 показана собранная ракета, при этом один из работников отклонил хвостовую часть ракеты вверх. На рис. 9 показана хвостовая часть ракеты с отклоненной камерой.

В полете 28 июля [6] было продемонстрировано управление по этому методу, но выяснилось, что для успешного его осуществления наклон камеры ракеты в полете необходимо варьировать. Это объясняется тем, что во время работы двигателя отклонение должно быть небольшим, поскольку камера сгорания развивает большую тягу. При высоких скоростях воздуха в движении без тяги отклонение должно быть также небольшим, в то время как при малых скоростях воздуха оно должно быть значительным. Несмотря на то, что этот метод управления более совершенен, чем применение убирающихся рулей, испытания с использованием последнего метода были возобновлены в последующих полетах с тем, чтобы не тратить больше время на работы над управлением и обтекаемостью ракеты. При испытании также применялся вспомогательный парашют для обтекателя [3] и большой парашют для ракеты [3].

Хотя во время испытания 28 июля были использованы неподвижные воздушные рули, они были настолько малы, что центр бокового сопротивления [7] пустой ракеты приблизился к центру тяжести. Это было видно из того, что ракета до выпуска парашюта падала почти горизонтально, причем раскрытие парашюта задержалось из-за медленного снижения давления.

КАТАПУЛЬТНЫЙ ЗАПУСК

Так как начальная скорость тяжело нагруженной ракеты невелика, была предпринята попытка увеличить скорость на старте и таким образом сделать возможным подъем ракеты на большую высоту без дальнейшего усовершенствования самой ракеты. Кроме того, высокая начальная скорость сделала бы возможным запуск ракеты при сильном ветре, а также обеспечила бы более точное нацеливание ракеты при горизонтальной траектории.

Ракета помещалась в легкой люльке, сделанной из стальных труб (рис. 10) и имеющей алюминиевые ролики, приспособленные к двум направляющим башни. Бетонные грузы, имеющие цент-

Рис. 10. Рама для пусковой катапульты (август 1937 г.)



ральные отверстия, подвешивались на металлический стержень с блоком на верхнем конце, через который перебрасывался стальной трос. Этот трос, пройдя через два фиксированных блока и еще один блок в верхней части башни, опускался к одной из сторон люльки. Точно такой же трос подводился к другой ее стороне. Таким образом ракета поднималась в 3 раза быстрее, чем опускались бетонные грузы. Устройство позволяло использовать до шести 100-фунтовых грузов с каждой стороны бышни. При применении катапульты с жидкостной ракетой должны быть приняты предосторожности, чтобы в момент выхода ракеты из башни не допустить, чтобы скорость ракеты превысила скорость воздуха, соответствующую тяге двигателя. В противном случае ракета после выхода из башни будет некоторое время замедляться, и тяга двигателя будет неустойчивой из-за инерции жидкостей в ракете. Поэтому грузы, применявшиеся при испытаниях с катапультированием, были небольшими. На рис. 11 показан полет ракеты, запущенной с помощью катапульты и управляемой посредством отклонения камеры (26 августа 1937 г.) [8].

Дальнейшие испытания катапультного запуска с более высокими начальными скоростями не проводились, так как показалось, что для приспособления баков к замедлению движения ракеты потребуется много времени.

ОБЛЕГЧЕННЫЕ БАКИ

Так как у жидкостной ракеты значительная часть общего веса приходится на баки, весьма желательно использовать баки максимально облегченной конструкции. Это важно даже для баков, работающих под низким давлением (при использовании насосов), но особенно необходимо для баков высокого давления, которые применяются при нынешних испытаниях.

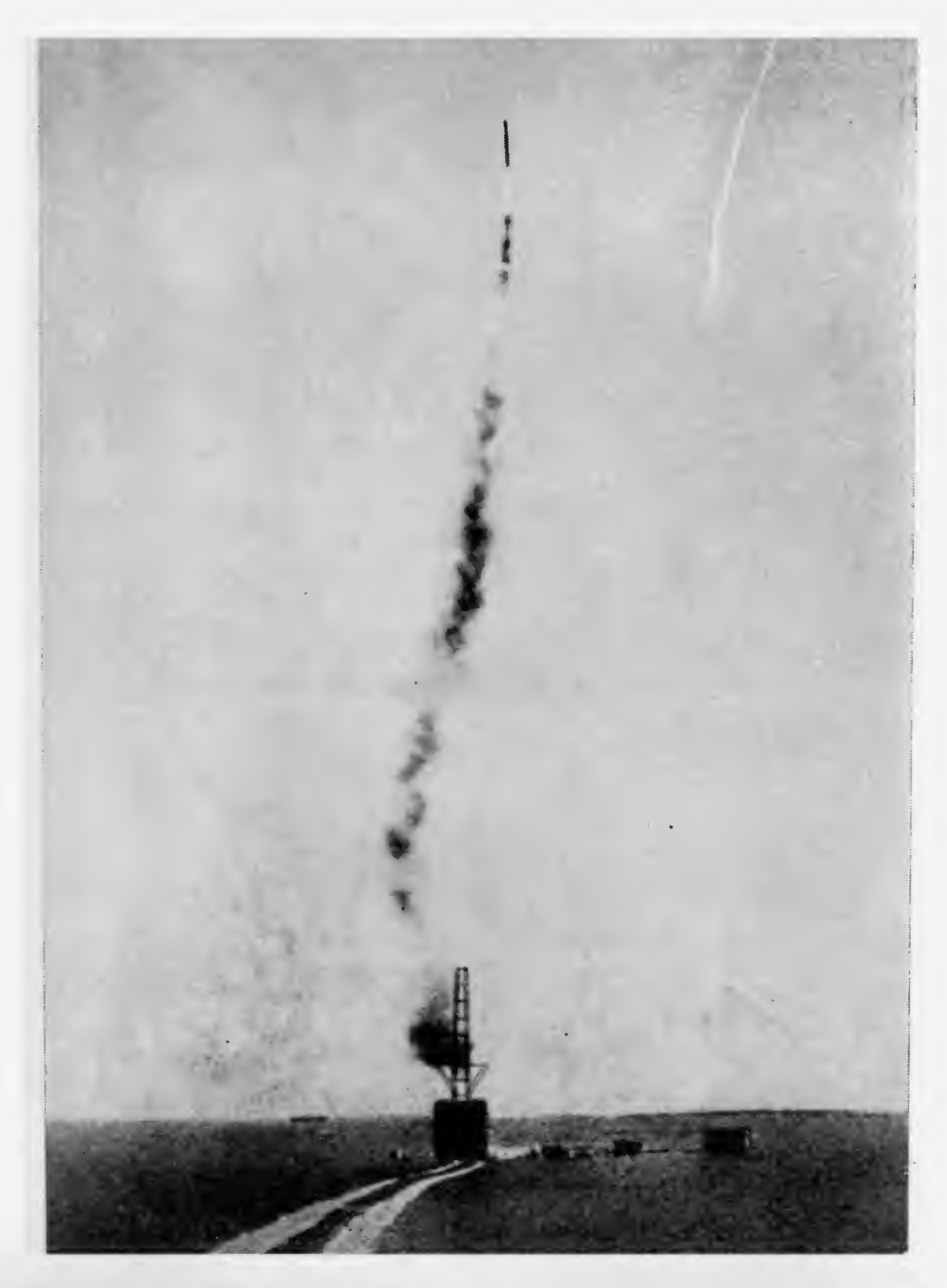


Рис. 11. Полет 26 августа 1937 г. с катапультным пуском и управлением с помощью поворота камеры сгорания

Особенность принятой конструкции состояла в следующем: оболочка бака выполнялась из тонкого легкого металла, имеющего невысокую прочность, но газонепроницаемого, и эта оболочка обматывалась вдоль и поперек струнами (на них приходится основная часть веса бака). Благодаря особенностям производства струн их прочность на растяжение выше, чем у других обычно используемых материалов, даже лучших стальных сплавов,— для струны диаметром 0,018 дюйма она превышает 400 000 фунтов на 1 кв. дюйм.

Помимо этого преимущества, обмотка бака или резервуара струнами дает возможность за счет различного количества витков на 1 дюйм как в продольном, так и в поперечном направлении точно регулировать прочность в зависимости от нагрузки в каждом из этих направлений. Так, у узкого цилиндра поперечная нагрузка вдвое больше продольной, и, сделав в поперечном направлении в 2 раза больше витков, мы получим прочность бака в поперечном сечении в 2 раза больше продольной прочности, что, очевидно, было бы невозможно при использовании однородного материала, например, листового металла.

Можно представить себе будущие возможности этого метода конструирования, если учесть недавнее достижение техники — получение нитей с прочностью на растяжение более 1 000 000 фунтов на 1 кв. дюйм.

Первый полет, при котором использовался бак вышеописанной конструкции, состоялся 19 мая. Цилиндр наддуваемого бака был сделан из мягкого никеля толщиной немногим более $^{1}/_{64}$ дюйма и обмотан в поперечном и продольном направлении струной № 14 с прочностью на растяжение в 360 000 фунтов [на 1 кв. дюйм] (рис. 12). Впоследствии был изготовлен бак из мягкого алюминия толщиной $^{1}/_{32}$ дюйма с обмоткой, показанной на рис. 13. В последующих испытаниях, однако, использовались никелевые баки со струнной обмоткой, так как их изготовление оказалось легче.

СГОРАНИЕ ПРИ ВЫСОКОМ ДАВЛЕНИИ

Как отмечалось в прошлогоднем отчете, предполагалось добиться не только удовлетворительной и надежной стабилизации по всему полету, хорошей работы парашютной установки, а также применить баки облегченной конструкции, но также увеличить давление в камере сгорания и тем самым обеспечить максимально возможный КПД. Тем не менее мы надеялись получить также весьма впечатляющий полет при давлениях, используемых ранее.

Желательность высоких давлений, однако, была продемонстрирована уже при испытаниях модели с применением жидкого азота. Эти летные испытания были проведены 24 ноября (после предварительных испытаний 23 октября, 2 и 12 ноября), причем для создания давления применялся привод и насос с металлическими сильфонами. Запас горючего при этом на 50% превы-

Рис. 12. Никелевый бак с проволочной обмоткой (май 1937 г.)



Рис. 13. Алюминиевый бак с проволочной обмоткой



Рис. 14. Ракета перед стендовым испытанием на высокие давления (декабрь 1937 г.)

шал обычную норму и подъем над башней был слишком медленным для точной рулевой коррекции [9].

Затем были проведены испытания с целью увеличения подъемной силы за счет повышения давления в камере. Они выполнялись с использованием статической модели, имеющей максимально облегченные баки, способные выдержать высокие давления. На рис. 14 показана ракета, готовая к первым испытаниям 18 декабря 1937 г. (бензиновый бак справа, кислородный — в центре). Расход жидкостей впервые замерялся вполне удовлетворительно с помощью стеклянных уровнемеров, приспособленных для высокого давления (рис. 15). Небольшой маркер укреплялся на проволоке, соединенной с поплавком в бензиновом баке, и такой же маркер укреплялся на проволоке, которая проходила по трубке, протянутой внутри бензинового бака, и соединялась с поплавком в кислородном баке.

Были произведены записи изменения по времени уровней в обоих баках, давления в азотной линии, давления в кислородном баке, давления в камере, давления подъемной силы, температуры в сопле и температуры в камере. В последующих статических испытаниях записывалось также давление в бензиновом баке. Использовалась та же приборная панель и та же 32-миллиметровая кинокамера, что и при статических испытаниях больших моделей в 1935—1936 гг., но теперь они были смонтированы на башне и защищены специальным щитом из стального листа [3]. В поле зрения кинокамеры располагались теперь два уровнемера, помещенные рядом с приборной панелью, что видно на фотоснимке— одном из серии, сделанной во время испытаний 18 декабря

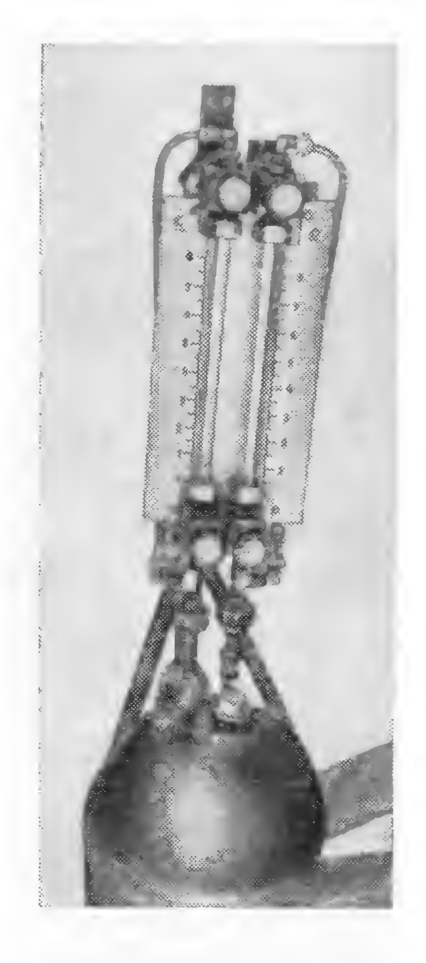
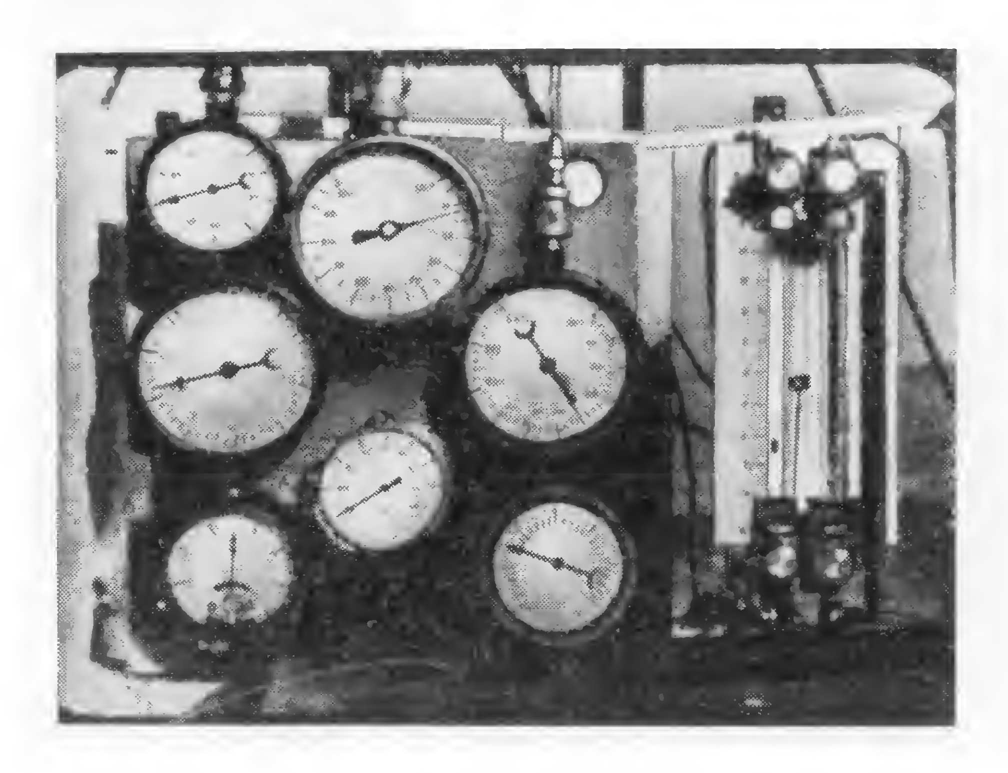


Рис. 15. Расходомеры на ракете высокого давления (декабрь 1937 г.)

Рис. 16. Приборная панель (декабрь 1937 г.)



(рис. 16)[3], а 23 декабря были проведены еще одни статические испытания с использованием высокого давления [3].

Во время испытания 18 декабря давление в камере обычных размеров (диаметр $5^3/_4$ дюйма) было увеличено с 200 до 350 фунтов [на 1 кв. дюйм]. 23 декабря была испытана камера с поперечным сечением, на 50% большим, при давлении 350 фунтов. 11 января 1938 г. меньшая камера была испытана при 430 фунтах. Результаты этих испытаний показали увеличение подъемной силы и КПД,

но давление (от внешнего баллона с азотом) возрастало медленно, достигая верхнего значения лишь в последней фазе испытаний.

Причиной этого была, по-видимому, сильная конденсация азота вследствие того, что поверхность была незащищенной от жидкого кислорода и потому достаточно холодной, чтобы избежать этого. При более низких давлениях подогрев поверхности кислорода оказывается вполне достаточным. Во время испытания 2 февраля удалось, однако, поддерживать постоянное высокое давление в 430 фунтов. В этот раз жидкий кислород подогревался непосредственно перед началом испытаний за счет конденсации газообразного кислорода от точки кипения при атмосферном давлении (—183° С) до кипения при давлении 400 фунтов (—133° С).

При самых высоких давлениях наблюдалось увеличение скорости ракетных газов примерно на 30%, а подъемной силы почти вдвое по сравнению с низкими давлениями, причем за счет увеличения не только скорости газа, но и расхода. Подъемная сила была почти такой же, как в среднем при испытании в 1935—1936 гг. больших камер, которые по весу в 3 раза превышали нынешние. Охлаждение камеры также оказалось лучше, что наводит на мысль, что использование высоких давлений может быть также ключом к удовлетворительной работе больших камер.

Повышать давление в ракете с наддувом баков возможно, однако, лишь до тех пор, пока это не становится невыгодным из-за увеличения веса баков и необходимости применять для подачи жидкого азота насосы высокого давления. Последнее объясняется тем, что при высоких давлениях температура жидкого кислорода превышает критическую температуру азота.

НАСОСЫ

Насос, показанный м-ру Гарри Ф. Гуггенхейму и полковнику Чарлзу А. Линдбергу в сентябре 1935 г., был модифицирован для создания высоких давлений и испытан на давление до 460 фунтов [на 1 кв. дюйм]. Количество сжатого газа, необходимого для работы насоса, было в несколько раз большим, чем для питания наддуваемых баков. Думаю, однако, что при дальнейших испытаниях с турбинами эта характеристика может быть улучшена.

ТУРБИННАЯ РАКЕТА

Мне кажется заслуживающим внимания то направление разработок, которое, хоть непосредственно и не связано с работами прошлых лет, тем не менее очень важно, поскольку может послужить средством внедрения реактивного движения в практику уже в ближайшем будущем. Я имею в виду турбинную ракету [10].

Для эффективного действия при умеренных скоростях в воздухе ракетный двигатель требует применения либо турбин, либо устройств для повышения тяги. Последние, однако, громоздки и

недостаточно эффективны. Если взять, например, непосредственно ракетное движение, то при перемещении аппарата со скоростью 500 фут/с (340 миль/ч) с помощью ракетной струи, имеющей скорость 4000 фут/с, потеря энергии этой струи составит $3500^2/4000^2$, или 77% от полного запаса механической энергии [11].

Вследствие того, что возможность использования ракетно-турбинного двигателя может оказаться очень важной, а также того, что используемые в настоящее время камеры могли бы быть, вероятно, приспособлены к турбинам без кардинальных изменений, разработку в этом направлении провести весьма желательно.

Моя собственная работа была ограничена непосредственным ракетным движением, исключая испытание в Форт-Девенсе в 1929 г. Это испытание, однако, оказалось важным: стальные лопатки толщиной $^1/_{64}$ дюйма, укрепленные на кольце с внешней стороны простого четырехлопастного пропеллера, не имели существенного нагрева, пробыв в ракетной струе около 30 с [12]. И этого следовало ожидать, так как лопатки находились в струе лишь в течение короткого времени при каждом обороте.

Турбина и пропеллер могут представлять собой единый блок — турбинные лопатки на кольце, укрепленном на концах лопастей пропеллера, и все это закрыто обтекаемым кожухом. Имеется, однако, проект, предусматривающий минимальные изменения и, следовательно, скорейшее применение на планерах, а также для ускорения и замедления самолетов: вращать пропеллеры обычного типа с помощью высокоскоростных турбин через редуктор, причем камеры и сопла использовать так же, как сопла Лаваля в паровой турбине.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Необходимо отметить, что некоторые результаты, полученные в прошлом году, были абсолютно необходимы для осуществления успешных высотных полетов. К таким результатам относятся управление ракетой после прекращения работы двигателя и надежный выпуск парашюта. Главной целью дальнейших испытаний было осуществление высотных полетов, по возможности при минимальном объеме разработок. Однако по каждому направлению возникли проблемы, на решение которых потребовалось бы значительное время. Тем не менее я уверен, что результаты, полученные даже при коротких атаках на каждую из этих проблем, будут очень важными для будущих исследований в направлениях облегчения конструкции, обтекаемости, нацеливания и повышения КПД.

Насосы для подачи жидкого топлива в камеру еще не нашли применения в ракетах, так как на их разработку, конструирование и ремонт требуется значительное время. Однако я более чем уверен в том, что использование насосов и легких баков низ-

кого давления очень важно, если мы хотим реально достичь тех высот и дальностей, которые, как показывает теория, вполне возможны [13].

Поэтому разработка на данном этапе достигла как бы перекрестка. Могут быть продолжены основанные на результатах испытаний прошлых лет работы по ракете высокого давления с более мощными камерами, но, с другой стороны, как мне кажется, не это кратчайший путь к высотным полетам, и усилия должны быть сконцентрированы на насосах, пока не будет создана удовлетворительная насосная система подачи. Некоторые достижения в этом направлении уже имеются: испытаны насосы высокого давления и получен во время недавних испытаний опыт регулирования высоких давлений.

План же основных текущих работ, в согласии с предложением полковника Линдберга, состоит в концентрации усилий на создании как можно более легкой модели ракеты с убирающимися воздушными рулями, подобной той, которая была испытана в мае 1937 г. Ракета должна быть оборудована официальным барографом Национальной аэронавтической ассоциации и на запуске от этой организации должен присутствовать наблюдатель.

Если работа будет продолжена и в будущем году, то она могла бы идти по двум направлениям: как над насосными моделями, так и над ракетами с наддуваемыми баками, причем при тех же затратах, что имели место в прошлые годы. Мне кажется, что было бы желательно заменить одного из механиков опытным физиком, но это несколько увеличило бы расходы. Если это окажется необходимым, я был бы рад представить план работ и точную оценку затрат по обоим из упомянутых направлений.

В свете современного международного положения мне кажется желательным продолжить работу в наиболее перспективном направлении, тем более, что решение проблемы находится на такой стадии, когда его практическое применение представляется вполне достижимым. Я был бы рад любым образом быть полезным в деле как можно более скорой реализации военных возможностей ракет.

НАБРОСОК ПРОГРАММЫ РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТОК НА ДЕСЯТИЛЕТИЕ [1]

Вустер, 15 августа 1938 г.

ВВЕДЕНИЕ

До сих пор автор планировал проведение работ только на год и сосредоточивал главное внимание на получении удовлетворительных характеристик ракет на жидком топливе в воздухе. В соответствии с этим многие проблемы и направления, возникавшие при разработках по мере их развития, затрагивались лишь кратко, даже когда некоторые из них имели в конечном счете очень большое значение.

В плане работы, охватывающей десятилетний период, составленном по предложению полковника Чарлза А. Линдберга, эти специальные направления исследования занимают важное место, поскольку они предлагают пути к наиболее полной реализации возможностей ракетного движения, наличие которых уже показано теоретически.

Важность шагов, которые будут описаны, была осознана по мере прогресса работ, когда по большинству из них была проделана, по крайней мере, предварительная работа. Хотя некоторыми и предлагались иные, весьма качественные методы для решения определенных задач, нежели те, что применялись нами до настоящего времени, но и при этом в прошлом мы не продвинулись бы настолько далеко, чтобы смогли осуществить полеты намного раньше.

Если излагать кратко, то десятилетняя программа должна охватить прежде всего продолжение нынешних испытаний по управлению ракетой и освобождению парашюта, пока эти операции не станут полностью воспроизводимыми. Безотносительно целей, для достижения которых велась разработка ракет на жидком кислороде, следующими шагами будет применение насосов и создание высокоэффективных камер. С этой точки зрения этапы разработки будут зависеть от того, как будут использоваться ракеты. Для метеорологической службы главное внимание должно уделяться стабилизации без использования подвижных рулей и ракетной турбине [2]. Для военных целей было бы желательно применение ракетной турбины и быстродействующего воспламенителя. Дальнейшие военные разработки должны включать

пороховые ракеты и жидкие топлива, кипящие при обычных температурах. Работа по этому последнему направлению могла бы успешно проводиться одновременно с разработками ракет на жидком кислороде.

ОБЩИЕ ИТОГИ РАБОТ, ПРОВЕДЕННЫХ НА СЕГОДНЯШНИЙ ДЕНЬ

Поскольку десятилетний план должен быть в известной степени продолжением работ, проводимых до настоящего времени, возможно, стоит дать краткое изложение итогов этих работ.

Около двадцати пяти лет назад простое теоретическое изучение указало на существенные возможности применения легкой эффективной ракеты. Первым шагом вперед в проведении этой работы было опубликование этой теории, предпринятое в 1919 г. [3], после чего возник интерес к ее проверке в плане возможности внедрения теории в практику. От Смитсонианского института была получена поддержка для проведения экспериментальной работы, которая поначалу ограничивалась испытаниями ракет с последовательными зарядами бездымного пороха, поскольку он был наиболее доступным топливом с высокой тепловой энергией. В начале 1918 г. была получена субсидия на исследования в этой области от военного департамента (результаты этой работы будут описаны ниже). Однако позднее цели были изменены и в разработку были включены ракеты, имеющие только один заряд (из-за их конструктивной простоты).

В 1920 г. началась работа с жидким кислородом и жидкими углеводородами в качестве горючего, поскольку теория показала, что с этими смесями возможно достижение гораздо бóльших дальностей, что хорошо оправдывает их использование, хоть ранее они никогда не испытывались как топлива.

Первым шагом было создать камеру сгорания, в которой можно было бы управлять процессом горения. Хотя у самых первых камер была огнеупорная футеровка, поначалу они часто прогорали. Однако вскоре они были усовершенствованы до такой степени, что оставались неповрежденными во время всего периода испытаний и создавали соответствующую подъемную силу, что позволило начать работу по созданию ракеты, в которой эти камеры могли бы использоваться для осуществления полета. Было принято решение в пользу такого плана, поскольку полагали, что только после демонстрации работы ракеты в воздухе можно было бы достичь быстрого прогресса. В 1925 г. была создана ракета с баками и топливными насосами, которая могла на испытательной раме поднять свой собственный вес. Однако эта ракета была слишком мала (вес менее 12 фунтов). Хотя сочетание легких топливных баков и насосов представляет самое легкое средство подачи топлив в камеру сгорания, работа в этом направлении была прервана, чтобы сэкономить время и средства, и вместо этого на ракете ста-

ли использоваться баки с наддувом газом под высоким давлением. Это позволило осуществить полет ракеты на жидком топливе 16 марта 1926 г.

Тем временем продолжалась работа над камерами, и в 1927 г. были сконструированы камеры такого типа, которые применяются до настоящего времени и в которых использован так называемый метод циркуляции. Эти камеры намного превосходят те, что применялись ранее, но они не обладают теоретически наивысшим КПД, поскольку работают с избытком бензина. Тем не менее они очень легки, практически не нуждаются в охлаждении и могут быть использованы повторно.

Осуществлялись также полеты ракет большего размера с новыми камерами, но высота полета ограничивалась несколькими сотнями футов. Этим было доказано, что работа ракеты в воздухе вполне возможна. Однако ракеты не могли летать вертикально, а для получения возможности изучать вопросы стабилизации дистанции полета были слишком коротки.

Как раз в это время нашей работой заинтересовался полковник Чарлз А. Линдберг, который обратил на нее внимание покойного м-ра Даниэля Гуггенхейма. Последний предоставил щедрую субсидию, которая позволила провести летные испытания в наилучших климатических условиях, какие только возможны. В то же самое время Университет Кларка предоставил автору отпуск, так что он смог посвятить этой работе все свое время. Вскоре были достигнуты высоты около 1000 футов с камерами, дающими примерно вполовину меньшую от нынешней подъемную силу, но при этом стало очевидным, что будет необходима автоматическая стабилизация, так как имело место постоянное отклонение ракеты от вертикали из-за действия ветра на хвостовую часть.

Во время сдедующего периода работы в Нью-Мексико на субсидии от фонда Даниэля и Флоренс Гуггенхеймов был разработан метод гироскопического управления, который основан на применении рулей, движущихся в ракетной струе, а также системы убирающихся рулей, которые действуют в воздухе после прекращения работы двигателей.

Было сделано несколько попыток увеличить высотность нынешних ракет за счет некоторых существенных доработок, например: с помощью управления поворотом корпуса двигателя, катапультного запуска, установки нескольких камер сгорания. В дальнейшем работа по этим направлениям не проводилась, поскольку было обнаружено, что для того, чтобы добиться удовлетворительного действия этих систем, потребуется слишком много времени.

Кроме того, возникла необходимость усовершенствовать парашютную систему. Выпуск парашюта обеспечивался теперь при помощи съемного обтекателя, сбрасываемого, как только ракета оказывается в положении, наклонном к горизонту.

Важно отметить, что разработка систем стабилизации полета

и выпуска парашюта потребовали много времени и средств. Заключительные их испытания могли быть произведены в фактических полетах, причем отказ любого из этих устройств приводит к неуправляемому падению ракеты. В дальнейших разработках это должно быть совершенно исключено, что может быть достигнуто либо испытаниями в мастерской, либо в летных испытаниях, как минимум, частично управляемых.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ СУЩЕСТВУЮЩИХ СХЕМ УПРАВЛЕНИЯ И ОТДЕЛЕНИЯ ПАРАШЮТА

Хотя удалось получить полеты, в которых ракета стабилизировалась как во время работы двигателя, так и после ее прекращения и парашют выпускался вполне удовлетворительно, тем не менее в некоторых испытаниях не все срабатывало достаточно хорошо. Поэтому первым шагом должно быть продолжение нынешних испытаний, пока не будут исключены все возможные неприятности. В этих полетах должны использоваться официальные барографы Национальной аэронавтической ассоциации, чтобы установить истинные данные. От нынешних ракет можно ожидать высот от 5000 до 7000 футов, а для тех же самых ракет, но с увеличенным давлением и большей на 50% загрузкой топлива — даже несколько бо́льших высот. Думается, что основная схема выпуска парашюта, которая могла бы использоваться практически, является вполне удовлетворительной, но, чтобы в дальнейшем получить бо́льшую высоту полета, необходимо применяемые сейчас баки высокого давления заменить баками низкого давления с насосами, а применяемые сейчас рули заменить поворотной камерой сгорания с тем, чтобы получить лучшую обтекаемость.

НАСОСЫ И БАКИ НИЗКОГО ДАВЛЕНИЯ

Работа, результатом которой могло бы быть максимальное увеличение диапазона действия при минимальных доработках конструкции, применяемой в настоящее время, должна состоять в замене наддуваемых баков высокого давления баками низкого давления с насосами высокого давления. Насосы могли бы быть приспособлены из тех, которые были уже созданы и время от времени в последние пять лет проходили испытания. Конструкция баков могла бы остаться прежней (усиленного типа), но значительно облегченной, поскольку давление будет в 10 раз меньше, чем сейчас.

ВЫСОКОЭФФЕКТИВНАЯ КАМЕРА

Следующим шагом, в разультате которого могут быть значительно увеличены скорость и диапазон действия, должна быть разработка камер, в которых бензин и кислород сгорают в пропорции, дающей наибольшее количество тепла. По-видимому,

имеются пределы применения нынешних камер, поэтому необходимо также осуществить испытания камеры иного типа, с пористой стенкой, что, как представляется, может оказаться очень эффективным. В простейшем виде такая камера испытана в 1929 г. в Форт-Девенсе, причем она работала настолько хорошо, что, как нам кажется, желательно проведение с ней дальнейших работ.

СТАБИЛИЗАЦИЯ И ОБТЕКАЕМОСТЬ

Далее, желательно провести исследование, чтобы найти способ обеспечения наилучшей обтекаемости высокоскоростных ракет. Высокое качество обтекания связано с полным, если это возможно, отказом от рулей как струйных, так и убирающихся воздушных, а также от неподвижных воздушных стабилизаторов. Это может быть достигнуто применением управления с помощью поворота корпуса двигателя, которое было испытано в полетах в августе 1937 г.

Испытания в высокоскоростной аэродинамической трубе моделей с поворотным корпусом двигателя могут, несомненно, дать много информации относительно сопротивления и устойчивости. По-видимому, эксперименты, планируемые в настоящее время в Национальном консультативном комитете по аэронавтике, будут очень ценными, и было бы важно провести их до того, как будут осуществлены полевые испытания с большими ракетами, использующими этот метод управления.

Метод, при котором ракеты могут управляться без рулей и без отклонения двигателя, основан на применении сравнительно больших, наполненных жидкостью гироскопов [4]. Вероятно, этот метод наилучшим образом подойдет к очень большим ракетам или ракетным аппаратам и поэтому, вероятно, не войдет в программу разработок на десять лет. Тем не менее здесь упоминается об этом, чтобы можно было представить себе, какого совершенства обтекаемости в конце концов можно достичь.

ТОПЛИВА

Хотя комбинация бензина с жидким кислородом дает высокую тепловую энергию и обладает удовлетворительными данными, желательно, тем не менее, изучить и другие топлива. При этом должны быть поставлены две цели: первая — получение тепловой энергии, которая может использоваться в ракете; вторая — получение топливной комбинации, которую можно было бы хранить бесконечно, не боясь испарения, что происходит (исключая только очень низкие температуры) с жидким кислородом.

Комбинация, имеющая наивысшую теплотворную способность,— это озон с водородом. Однако их трудно получать, и поэтому лучшей и вполне осуществимой комбинацией является жидкий кислород с жидким метаном (последний имеет высокое отно-

шение водорода к углероду). Практически чистый метан можно легко получить из нескольких скважин с природным газом. И жидкий кислород, и метан — низкотемпературные жидкости, поэтому при их применении нужно иметь в виду, что большие количества этих жидкостей можно хранить с гораздо меньшими (пропорционально) потерями на испарение, чем малые количества.

Топливная комбинация из компонентов, представляющих собой при обычных температурах жидкости, имела бы очень важные преимущества, поскольку при их хранении не требовались бы низкие температуры [5]. В такие комбинации, хранимые при нормальных температурах, можно было бы включить углеводороды, например: бутан, пентан (при нормальных температурах и низких давлениях — это жидкости) и нитраты типа $X(NO_2)y$ (где X мало, а y велико), смешанные в таких пропорциях, чтобы также представлять собой жидкость при малых давлениях и нормальных температурах. Насосы будут применяться только для создания высокого давления в камере сгорания.

Диапазон действия ракеты при такой комбинации топлива по сравнению с использованием жидкого кислорода будет примерно пропорциональным содержанию кислорода в окислителе, т. е. составит около 60%. Вполне возможно, что камеры сгорания, созданные для работы на жидком кислороде, потребуют модификации, чтобы дать максимальную эффективность при работе на новых топливных комбинациях.

РАКЕТНАЯ ТУРБИНА [6]

Существует два способа эффективного использования ракетного принципа движения при низких скоростях полета ракеты или ракетного аппарата, а именно: для непосредственного создания тяги или для привода ракетных турбин. Думается, что второй способ более перспективен, поскольку в первом случае имеет место большое сопротивление воздуха и реактивной струи, а также большие потери на газовом скачке уплотнения. Чрезмерный нагрев лопаток турбины не ставит сложной проблемы, поскольку эти лопатки охлаждаются воздухом и попадают непосредственно в струю лишь на короткое время.

Хоть может показаться, что ракетная турбина в основном подходит лишь для самолетов (и, следовательно, лежит за пределами программы ракетных разработок), она может использоваться на ракетах для увеличения вертикального или горизонтального радиусов действия. Основание для этого — низкая эффективность ракетной струи при малых скоростях полета. Поскольку самые низкие скорости ракета имеет в воздухе с наибольшей плотностью, то турбина, добавленная к ракете на первые несколько миль полета, смогла бы повысить эффективность двигательной установки в начальный период работы ракеты. Следует заметить, что при этом в плотных слоях атмосферы скорость ракеты можно было бы

поддерживать достаточно низкой, чтобы уменьшить потери на сопротивление воздуха без снижения эффективности двигательной установки. Такой метод имеет преимущества по сравнению с прямым действием ракеты при постоянной тяге, в котором бо́льшая часть энергии ракеты на начальном отрезке траектории уходит на преодоление сопротивления воздуха.

ВОСПЛАМЕНИТЕЛИ

Нынешние воспламенители просты, но их можно использовать только на один запуск двигателя, а потом требуется значительное время на их замену. Если ракету нужно запустить без больших затрат времени на подготовку или если ракета используется на самолете вместе с турбиной, которую нужно будет запускать и останавливать по желанию, необходим воспламенитель другого типа.

Такой воспламенитель, который показал себя работоспособным и был очень быстрым в действии, сконструирован и испытан в Университете Кларка в 1934 г., где была поставлена задача осуществить как можно более быстрый запуск и отрыв ракеты и, кроме того, добиться многократного использования камеры сгорания.

КАТАПУЛЬТНЫЙ ЗАПУСК

Каковы бы ни были окончательные формы ракеты или ракетной турбины, предназначенных для любых целей, для уменьшения возмущений из-за ветра при старте, а также для увеличения диапазона действия и получения лучшего нацеливания желательно применять катапультный запуск. Для этой цели мог бы быть приспособлен один из видов катапульты, уже применявшихся при запусках самолетов.

ПОРОХОВЫЕ РАКЕТЫ

Стоило бы продолжить также работы по ракетам на бездымном порохе, которая была начата в 1918 г. и прервана с окончанием войны. Такие ракеты, хоть у них и меньший диапазон действия, чем у использующих жидкие топлива (из-за меньшей энергетичности твердых топлив), могли бы иметь большое значение благодаря легкости их производства и транспортировки, а также малого веса пусковых устройств по сравнению с весом артиллерийских орудий.

Главным результатом работы, проведенной в 1918 г., было создание однозарядной ракеты на бездымном порохе, которая, получив начальное вращение с помощью простого средства, развивала тягу лишь в пределах пусковой трубы и поэтому имела внешнюю баллистику обыкновенного снаряда, причем после вылета пламя или обратные вспышки не возникали.

Преимущество таких однозарядных ракет в их простоте, но дальность действия их, очевидно, намного меньше, чем у многозарядных пороховых ракет, в которых вес камеры невелик по сравнению с общим весом ракетного топлива. Вышеупомянутая работа 1918 г. имела своим результатом также демонстрацию многозарядной ракеты [7] с широким отверстием сопла, через которое пороховые заряды подавались в камеры сгорания снизу механическим способом. Однако был продемонстрирован и гораздо более простой вид такой ракеты, в котором заряды выстреливались вверх, в камеру сгорания, из длинной трубы, подобно действию «римской свечи» [8].

Так, как пороховые ракеты должны быть дополнением к некоторым существующим ныне артиллерийским средствам, то их, согласно периодически получаемым в ходе их разработки от тех или иных военных специалистов советам, желательно создавать секретно.

НЕКОТОРЫЕ ВОЗМОЖНЫЕ ЦЕЛИ

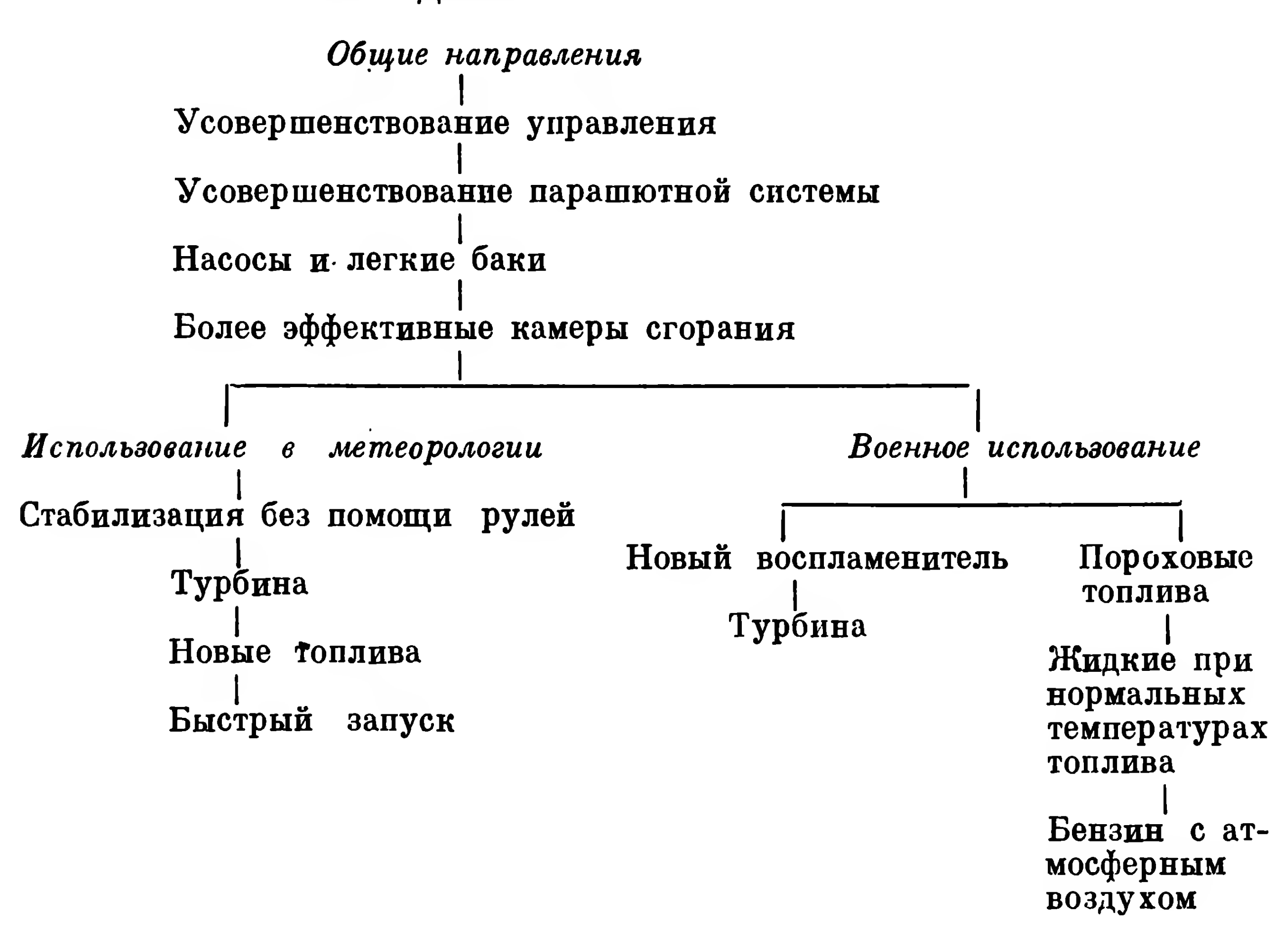
В то время как работу по всем упомянутым направлениям можно было бы с пользой предпринять по всесторонней долгосрочной программе, некоторые из них будут все-таки более важными, чем другие (тем более, если иметь в виду секретные разработки). В любом случае, однако, первым шагом должно быть усовершенствование нынешних средств управления и выпуска парашюта, как это было продемонстрировано при полетах перед наблюдателями Национальной аэронавтической ассоциации. В то же время в разработке ракет дальнего действия для метеорологических целей основное внимание в десятилетней программе должно быть уделено прежде всего созданию насосов и легких баков, а также повышению КПД сгорания, а затем управлению при помощи поворота корпуса двигателя, ракетным турбинам, топливам с высокой теплотворной способностью и быстрому запуску. Для применения жидкостных ракет дальнего действия в военных целях будут существенны первые два из этих направлений, а также создание нового воспламенителя. В дополнение к этому было бы желательно включить разработку ракет на бездымном порохе. Для использования на самолетах будут важны все три направления, отмеченные для военных жидкостных ракет, и, кроме того, создание турбин. В более обширную программу этого раздела может войти также изучение бензиновых ракет с использованием атмосферного воздуха [9].

Предлагается поэтапная программа реализации предложенных выше разработок, но некоторые из проблем можно было бы решать одновременно, если окажется желательным достичь наиболее быстрого успеха.

При выполнении расширенной программы, подобной той, которая намечена в данном докладе, автору этих строк желательно было бы иметь в качестве помощника, по крайней мере, одного

квалифицированного физика, который участвовал бы в планировании, наблюдал бы за работой мастерской и конструировал бы специальные узлы систем управления. Уверен, что для этих разработок понадобится ряд лет, поэтому было бы также полезно, чтобы время от времени в этой работе принимали бы участие несколько интересующихся проблемами ракетной техники энергичных молодых людей из технических учебных заведений. Далее, работы по проблемам, не требующим испытаний в реальном полете, можно было бы выполнить в других лабораториях и институтах. Тем не менее нынешняя база в Нью-Мексико, думается, является самым лучшим местом для летных испытаний как по климатическим условиям, так и из-за отсутствия постороннего любопытства к работам.

НАБРОСОК ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНОСТИ РАКЕТНЫХ РАЗРАБОТОК





Робер

ЭСНО-ПЕЛЬТРИ

СООБРАЖЕНИЯ О РЕЗУЛЬТАТАХ НЕОГРАНИЧЕННОГО УМЕНЬШЕНИЯ [1] ВЕСА ДВИГАТЕЛЕЙ

Сообщение на заседании Французского физического общества 15 ноября 1912 г.

Мысли, излагаемые в настоящей статье, зародились у автора благодаря результатам, достигнутым в настоящее время по легким двигателям. Постепенно автор пришел к вопросу о том, к каким последствиям привело бы дальнейшее, значительно бóльшее уменьшение их веса. К примеру, если предположить, что вес двигателя на 1 л. с. мог бы снижаться до бесконечности, то какие возникли бы возможности для человека? Ограничился бы прогресс только значительными усовершенствованиями в авиации, или перед человеком открылись бы новые горизонты и какие именно?

Многие авторы избрали темой романов путешествие человека с планеты на планету. Без долгих размышлений все считали невозможным осуществить такую мечту, однако никто, кажется, никогда не задумывался, какие физические проблемы могут возникнуть при этом и что потребовалось бы для их разрешения.

Именно этому посвящено содержание настоящей работы, которая, повторяем, есть только цепь размышлений, подкрепленных математическими расчетами.

I

Первая трудность, как нам кажется, заключается в том, что в межпланетном пространстве нет никакой атмосферы, а следовательно, нет хотя бы самой малой опорной среды, которая нужна самолету.

Трудности физиологического характера будут рассматриваться позже. Сейчас же ограничимся тем, что рассмотрим, достаточны ли наши знания в области механики, чтобы судить о возможности создания двигателя, который мог бы без какой бы то ни было опорной среды приводить в движение летательный аппарат. Как это ни покажется странным, такой двигатель существует уже очень давно: это ракета (пушка, описанная Жюлем Верном, которая раздавила бы своих пассажиров еще при отправлении, никак не может быть названа «двигателем летательного аппарата»).

Часто говорят, что ракета движется благодаря реакции «на воздух» (отталкиванию от воздуха). Первая часть этого утверждения справедлива, но вторая «на воздух» — ложна. Ракета будет двигаться в вакууме так же хорошо и даже лучше, чем в воздушной среде.

Для выяснения этого явления предположим, что пулемет установлен на тележке, которая может скользить без трения по рельсам, параллельным его стволу. Тогда при каждом выстреле пулемет будет откатываться назад вместе с тележкой в соответствии с хорошо известным в механике законом такого движения.

Количества движения, полученные пулеметом и тележкой, с одной стороны, и выпущенной пулей — с другой, равны, но имеют противоположные знаки, а сопротивление воздуха здесь влияет только на уменьшение приобретенных скоростей.

В ракете роль пуль играет газ, образовавшийся при горении топлива и истекающий непрерывно из двигателя.

Пусть M_0 есть общая масса движущегося тела в начальный момент, M — масса в момент t, dm — элемент массы рабочего тела, истекающий в течение элементарного промежутка времени dt.

Предположим, прежде всего, что истечение газов происходит относительно движущегося тела с постоянной скоростью v и с постоянным секундным расходом массы μ. Обозначим V — скорость, приобретенную ракетой, F — силу тяги, γ — ускорение в момент времени t.

Расчет показывает, что процесс описывается уравнением

$$-MdV = \mu v dt = v dm \text{ [2]}. \tag{1}$$

Отметим, что если бы движущееся тело целиком состояло из топлива (предположение чисто теоретическое, но представляющее определенный интерес), то топливо было бы полностью израсходовано к концу некоторого времени

$$T = M_0/\mu. \tag{2}$$

Введение этого граничного времени в формулу для определения V в функции от t дает

$$(T - t)\, dV = v dt,$$

откуда

$$V = v \log [(T - t)/T] \text{ [3]}, \tag{3}$$

что со своей стороны даст при $t = T$, $V = -\infty$ (мы предположили, что v положительно).

Это не должно нас удивлять, так как тяга оставалась постоянной, в то время как масса уменьшалась по мере расходования топлива и в пределе достигла нуля. Ускорение же возрастает до бесконечно большой величины.

Выражение величины перемещения x в функции от времени t составит

$$x = -v\left\{T\left[\left(\frac{T-t}{T}\right)\log\frac{T-t}{T}\right]+t\right\},$$

и пройденный путь после полного израсходования топлива составит

$$X_T = -vT.$$

Помимо всяких других выводов, из рассмотренного следует, что продвижение в пустоте вовсе не невозможно.

Однако недостаточно только обеспечить движение летательного аппарата, нужно им управлять.

В принципе для этого нет непреодолимых трудностей. Чтобы заставить тело изменить траекторию, достаточно повернуть двигатель так, чтобы направление развиваемой силы было наклонным к траектории полета. Если поворот двигателя не может быть осуществлен во всех направлениях, то можно применить один или два малых вспомогательных двигателя, которые смогут обеспечить необходимую управляемость летательного аппарата [4].

II

Для того чтобы удалить тело известного веса от центра какого-либо небесного тела, необходимо затратить энергию.

Рассмотрим тело массой M на расстоянии x от центра небесного тела, радиус которого R. Пусть ускорение силы тяжести на его поверхности равно γ. Для удаления тела на величину dx нужно произвести элементарную работу:

$$dG = M\gamma\,(R^2/x^2)\,dx,$$

откуда получается [5]

$$G = M\gamma R\,(1 - R/x).$$

Нетрудно убедиться, что для удаления тела определенной массы в бесконечность, необходимо затратить работу, равную

$$G = M\gamma R.$$

Обозначив вес тела на поверхности небесного тела через P, получим

$$G = PR$$ [6].

Если же мы будем рассматривать вес тела, как результат действия закона всемирного тяготения, т. е. сил, действующих между телом и планетой, то, обозначив массу планеты через U, получим

$$P = kMU/R^2,$$

где k — постоянная тяготения.

Тогда работа, необходимая для удаления тела от планеты в бесконечность, будет равна

$$G = kMU/R.$$

Следовательно, если на поверхности планеты сообщить телу достаточно большую скорость, оно будет отдаляться от нее до бесконечности.

Для Земли эта минимальная скорость составляет 11 280 м/с [7]. Иначе говоря, тело, брошенное с Земли со скоростью, превышающей названную, никогда (если пренебречь сопротивлением воздуха) не вернется обратно на Землю.

Эта критическая скорость как раз и есть та скорость, которую приобретает тело, падающее из бесконечности на Землю без начальной скорости.

Закон движения такого тела выражается уравнением

$$V^2 = 2gR^2/x.$$

Следовательно, при $x = R$ мы имеем

1. $V_R = -\sqrt{2gR}$;

2. $\frac{1}{2}mV^2 = PR.$

Для Земли минимальная скорость $V_R = 11\ 280$ м/с.

Выше уже было сказано, что для удаления тела от планеты в бесконечность при весе тела P на ее поверхности и радиусе R нужно затратить работу

$$G = PR.$$

При весе тела на Земле 1 кг эта работа составит $G = 6\ 371\ 103$ кгм, что эквивалентно 14 970 ккал.

Напомним, что 1 кг смеси водорода и кислорода в соответствующей пропорции дает 3860 ккал/кг, а 1 кг пороха, состоящего из пироксилина и хлората калия — 1420 ккал/кг. Следовательно, смесь кислорода и водорода дает $\frac{1}{4}$ энергии, необходимой для преодоления притяжения Земли. В противоположность этому 1 кг радия, выделяя за все время своего существования $2{,}9 \cdot 10^9$ ккал, обладает энергией в 194 000 раз большей, чем требуется. При этом мы не говорим пока о КПД реактивного двигателя.

Если мы будем рассматривать тело, которое отделяется от планеты с ускорением, изменяющимся по любому закону, то с определенного момента, когда скорость тела превысит скорость, которую оно имело бы в этой же точке при движении в обратном направлении, двигаясь из бесконечности без начальной скорости, отпадает необходимость сообщать ему дополнительную энергию для дальнейшего движения. Его кинетическая энергия обеспечила бы ему бесконечное движение.

Закон движения тела под действием постоянной силы F, превышающей его вес и направленной вертикально и центробежно по

отношению к планете, выразится уравнением

$$V = \sqrt{2Ax + 2gR^2/x - 2R(A+g)}.$$

Тело достигло бы скорости, позволяющей прекратить работу двигателя на расстоянии от центра планеты x, равном

$$x = R(1 + g/A), \quad \text{где } A = F/M.$$

Таким образом, если бы тело могло оторваться от Земли под действием подъемной силы, равной его весу, т. е. при $A = g$, оно достигло бы критической скорости на расстоянии от центра Земли, равном двум земным радиусам — иначе говоря, на высоте над поверхностью Земли, равной ее радиусу.

Это заключение указывает на то, что снаряд мог бы полностью удалиться от какой-нибудь планеты под действием силы, меньшей его собственного веса. Если у планеты есть атмосфера, снаряд мог бы сначала летать, как аэроплан, постепенно поднимаясь и увеличивая свою скорость по мере разрежения атмосферы, до того момента, пока не будет достигнута критическая скорость на соответствующей высоте [8].

III

Рассмотрим теперь, какого порядка требуется энергия для того, чтобы послать какой-нибудь снаряд на Луну и вернуть его обратно на Землю.

Полагаем, что такая операция проводится в три этапа:

1) снаряд получает ускорение до приобретения им критической скорости освобождения;

2) двигатель останавливается, и снаряд продолжает полет с приобретенной скоростью;

3) в нужном пункте снаряд поворачивается в противоположном направлении и запускается двигатель, который уменьшает скорость до нуля к моменту достижения снарядом поверхности Луны.

Первый этап. К снаряду приложена сила

$F = {}^{11}/_{10}\,P$, следовательно, $A = {}^{11}/_{10}\,g$, что может быть приемлемо при предположении, что снаряд населен живыми существами [9].

Критическое расстояние составит

$$X = {}^{21}/_{11}\,R,$$

что соответствует высоте 5 780 000 м над поверхностью Земли.

Скорость в этот момент составит

$$V = 8180 \text{ м/с}.$$

Время для достижения этой точки составит примерно

$$t = 24 \text{ мин } 9 \text{ с}.$$

Второй этап. Снаряд продолжает полет по инерции; на него все время действуют противоположно направленные силы притяжения планеты и ее спутника.

Пусть P — вес снаряда на поверхности Земли, P_l — вес его на поверхности Луны и ρ — радиус Луны, $D = x + y$ — расстояние между обоими небесными телами; расчет дает

$$V = \sqrt{2\left(g\frac{R^2}{x}\right) + 0{,}165g\frac{\rho^2}{y} + 0{,}820\cdot 10^6}.$$

В точке, где притяжения Земли и Луны взаимно уничтожаются, имеем

$$V = 2030 \text{ м/с}.$$

Это — наименьшая скорость.

В момент прилунения скорость станет примерно

$$V = 3060 \text{ м/с}.$$

Скорость свободного падения из бесконечности на Луну составит

$$V_\infty = 2370 \text{ м/с}.$$

Время для прохождения второй фазы можно рассчитать приближенно, пренебрегая влиянием Луны, которое абсолютно неощутимо на всей траектории полета.

Это время будет таким же, как время, необходимое для свободного падения снаряда от Луны до пункта, где был остановлен двигатель, а именно:

$$t = 48 \text{ ч } 30 \text{ мин}.$$

Третий этап. Теперь нужно уменьшить скорость, развернуть снаряд и запустить двигатель. По какому закону будет происходить замедление?

Его можно установить таким же, как для Земли. Но так как сила притяжения Луны значительно меньше и большой точности здесь не требуется, мы уменьшим ускорение, создаваемое двигателем, на половину ускорения силы тяжести на поверхности Луны. Предположим, что под действием этого фиктивного ускорения движение будет равномерно замедленным. Мы найдем, таким образом, что снаряд надо развернуть на расстоянии $d = 250\,000$ км от поверхности Луны. Этот пункт так близок к Луне, что, учитывая не очень большую точность произведенных нами расчетов, время для выполнения этой фазы полета практически совпадает со временем, необходимым для полета на Луну.

Длительность этапа торможения:

$$t = 226 \text{ с, или } 3 \text{ мин } 46 \text{ с}.$$

Суммарное время будет:

I этап — 0 ч 24 мин 9 с
II этап — 48 ч 30 мин
III этап — 0 ч 3 мин 46 с

Итого: 48 ч 58 мин (приблизительно)

Возвращение могло бы происходить в обратном порядке и примерно за то же время.

Таким образом, двигатель действует только 28 мин при полете туда и столько же времени обратно, если не использовать при возвращении на Землю окружающую ее атмосферу для постепенного торможения. В этом случае 28 мин работы двигателя при запуске было бы вполне достаточно для выхода на траекторию полета к Луне.

Рассмотрим теперь мощность, реально необходимую для осуществления этих минимальных условий по сравнению с теоретически рассчитанной работой, а также КПД.

Возьмем для примера корабль весом 1000 кг, из которых 300 кг расходуются в пути.

Если двигатель, как мы говорили, должен работать 24 мин + + 3,5 мин (или, с некоторым запасом, 35 мин, что соответствует 2100 с), то секундный расход составит

$$300 : 2100 = 0{,}143 \text{ кг/с};$$

откуда скорость истечения газов составит

$$v = 65\,300 \text{ м/с}.$$

Потребная энергия из расчета на 1 кг топлива составит

$$T = 217{,}2 \cdot 10^6 \text{ кгм, или } 512 \cdot 10^3 \text{ ккал}$$ [10].

Смесь $H_2 + O$ содержит энергию, в 133 раза меньше потребной, а взрывчатые вещества, даже наиболее сильные, в 360 раз меньше.

Радий же содержит в 1 кг своего веса энергии в 5670 раз больше потребной.

Мощность двигателя для нашего корабля весом 1000 кг составит

$$(300 \cdot 217{,}2 \cdot 10^6) : (2100 \cdot 73) = 414\,000 \text{ л. с.}$$

Можно также констатировать, что КПД реактивного двигателя в данном случае тоже весьма низок. Так, для отделения массы в 1 кг на расстояние x от Земли ей надо сообщить работу 6 371 103 кгм. В реальном случае—$217{,}2 \cdot 10^6$ кгм. Таким образом, КПД составит

$$\rho = 0{,}0293$$ [11].

Кроме того, для сообщения газам скорости истечения 65 300 м/с в пустоте необходимо нагреть его до невероятной температуры ($2{,}525 \cdot 10^6$ градусов).

При полете же в воздухе результат будет еще хуже: помимо обеспечения указанной температуры потребуется преодолеть и существенное сопротивление.

IV

Предположим, что снаряд удаляется в бесконечность и после достижения критической скорости двигатель продолжает работать с тем, чтобы достичь и сохранить скорость примерно 10 км/с. Тогда время, необходимое для достижения наиболее близких планет в момент их противостояния с Землей, составит:

для Венеры — 47 сут 20 ч,

для Марса — 90 сут 15 ч.

Эти цифры приведены только ради любопытства; количество работы, необходимое для такого перелета, будет не намного больше минимума, потребного для отрыва снаряда от Земли. Действительно, как только снаряд окажется на достаточно большом расстоянии, он будет продолжать полет по инерции без заметного влияния притяжения Земли.

В конечном счете это означает, что трудность заключается только в преодолении силы земного притяжения, но как только эта трудность будет преодолена, достичь весьма отдаленной планеты будет не труднее, чем близкой. Все это разумеется, при условии, что удастся создать герметически закрытый обитаемый корабль, способный находиться в межпланетном пространстве достаточно большое время.

Другие возможные трудности рассмотрим в дальнейшем.

V

Ранее мы рассматривали исключительно теоретические возможности для снаряда, обладающего особыми свойствами, нужными для движения между Землей и Луной. Это — чисто механическая задача, которая не затрагивает вопроса, сможет ли когда-нибудь человек в действительности покинуть нашу планету и исследовать другие.

Полное изучение этого вопроса связано с исследованием физиологических условий, которые потребуется выполнить, чтобы сделать возможной жизнь в подобных условиях.

Успехи, достигнутые в области подводного плавания, делают весьма возможным создание регенерируемой атмосферы в расчете на сотни часов.

Вопрос же о температуре заслуживает подробных рассуждений. Обычно говорят, что температура в межзвездном пространстве равна абсолютному нулю. Думаю, что такое утверждение неверно. Температура существует только для материальных тел, которых в пустоте нет (доказывают это сосуды Дьюара).

Если количество тепла, которое получает и поглощает в единицу времени наш корабль, меньше излучаемого им тепла, его температура будет падать. В противоположном случае она будет повышаться.

Таким образом, становится возможным создать корабль таким, чтобы половина его поверхности была выполнена из полированного металла и была полностью теплоизолированной от внутренней части корабля. Другая же половина должна быть покрыта, например, окисью меди и иметь черную поверхность.

Когда полированная поверхность будет обращена к солнцу, температура корабля будет понижаться; в обратном случае — повышаться.

Все рассмотренные трудности не кажутся принципиально неразрешимыми. Но может возникнуть новая трудность, которая, хотя и требует только механического решения, еще более осложнит проблему.

Действительно, производя наш расчет полета тела с Земли на Луну, мы предположили, что создаем ему на расстоянии до 5780 км от поверхности Земли ускорение

$$A = {}^{11}/_{10}\, g.$$

В течение этой части полета люди в корабле будут ощущать вес, равный 1,1 их обычного веса. Можно надеяться, что каким бы тягостным ни было это ощущение, оно все же не причинит вреда человеческому организму. Наибольшее беспокойство вызывает то, что произойдет, когда прекратится действие тяги. В этот момент человек ощутит невесомость, ощутит внезапно как бы падение в пустоту его самого и всего корабля со всем его содержанием.

Если организм не будет в состоянии перенести такие перемены, то для восстановления гравитационного поля придется создать постоянно действующее искусственное ускорение при помощи двигателя [12]. Человек в корабле будет ощущать свой нормальный вес, если искусственная тяжесть будет надлежащим образом подобрана, независимо от того, будет ли корабль находиться в поле притяжения Земли или нет.

Совершенно очевидно, что это создаст огромные трудности в отношении количества потребной энергии и еще более отдалит от нас выполнение необходимых для осуществления полета условий, которые мы только что изучили и которые и без того достаточно жесткие.

Вновь обращаясь к формуле закона о перемещении тела, находящегося под постоянным воздействием Земли, и предполагая, что до достижения максимальной скорости между Землей и Луной ускорение равно 1,1 ускорения силы тяжести, а все другие маневры будут производиться с ускорением, равным ускорению силы тяжести на Земле, и пренебрегая влиянием Луны из-за его незначительности, мы получим в результате расчета, что корабль должен

быть повернут на расстоянии от центра Земли, равном 29,5 земных радиусов.

Скорость в этот момент составит 61 700 м/с, после чего повернутый корабль будет тормозиться с силой, равной его земному весу [13].

Время для достижения Луны составит $t = 3$ ч 05 мин.

Но в этом новом случае для корабля весом 1000 кг, из которых 300 кг расходуются в двигателе, работа составит $67{,}2 \cdot 10^6$ ккал на каждый килограмм топлива, т. е. в 131 раз больше, чем в первом случае.

Динамит обладает запасом энергии в 47 300 раз меньшим, а радий в 433 раза большим, чем требуется по расчету.

Необходимая мощность будет

$(857 \cdot 10^{10}) : (24000 \cdot 75) = 4\,760\,000$ л. с. [14].

Если предположить применение этой системы с постоянной тягой для перелета на самые ближние планеты, то можно составить себе представление о достигнутых скоростях и продолжительности полетов. Минимальные скорости будут равны:

для Венеры — 643 км/с,

для Марса — 883 км/с;

время же достижения (этих планет) будет соответственно 35 ч 04 мин и 49 ч 20 мин [15].

VI

Рассмотренные нами максимальные скорости явно невероятны. Однако в природе существует тело с подобной скоростью движения — это комета Галлея.

Только силы и энергия, которые, как нам кажется, содержатся в молекулах вещества, могли бы нам дать концентрированные мощности и работу такой величины, какую мы установили.

Если на одну минуту предположить, что мы имеем 400 кг радия на нашем корабле весом 1000 кг и умеем выделять из радия всю энергию в течение нужного нам времени, мы увидим, что этих 400 кг более чем достаточно для полета на Венеру и обратно, но едва ли хватит для полета на Марс и обратно (с постоянным ускорением). Так что даже такого грандиозного запаса энергии не достаточно человеку для полета на ближайшие к Земле планеты [16].

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЕРХНИХ СЛОЕВ АТМОСФЕРЫ ПРИ ПОМОЩИ РАКЕТЫ И ВОЗМОЖНОСТЬ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЙ [1]

ОТ АВТОРА

В октябре 1927 г. мой друг Андрэ Гирш указал мне на ряд работ, относящихся к интересующей меня теме. Я старался безуспешно достать их в Вене, где мне пришлось быть позднее. Там я узнал о появлении работы Лоренца (Данциг), опубликованной 7 мая 1927 г. в журнале «Zeitschrift des Vereines deutscher Jungenieure». В этой весьма серьезной работе, хотя и несколько краткой, содержалась библиография и, кроме уже известной мне книги Годдарда, перечислялись новые для меня книги:

1925. *H. Oberth.* Die Rakete zu den Planetenraümen;

1925. *W. Hohmann.* Die Ereichbarkeit der Himmelskörper;

1925. *M. Valier.* Der Vorstoss in den Weltenraum.

Первые две работы мне удалось получить 14 января 1928 г., причем книгу Оберта я достал в издании 1923, а не 1925 г. В работе Гоманна я с удивлением встретил ряд вопросов, составлявших предмет моего изучения, а в некоторых частях книги автор шел еще дальше меня, например в вопросе о торможении полета в атмосфере — там, где он говорит о последовательных облетах Земли по эллипсам. Однако при этом автор рассматривает проходы атмосферы на высоте 75 км со скоростью 11 км/с, не отдавая себе отчета о нагревании аппарата, которое будет настолько значительным, что сделает его неуправляемым.

Что касается отношения начальной и конечной масс аппарата, то здесь результаты Гоманна сходятся с моими, что весьма важно. Поразительно, что он, как и я, ведет свои расчеты до скорости истечения газов 10 000 м/с. Однако он допускает ускорение $20g$, что дает выгоду, не очень большую по сравнению с $10g$. Эта работа заслуживает серьезного изучения, а не краткого упоминания; я очень сожалею, что не познакомился с нею раньше.

В книге Оберта, также обстоятельной и заслуживающей внимания, разбираются вопросы эффекта ускорения и даже даются чертежи ракет.

Приступая к изложению своей работы, я не мог не упомянуть об этих двух книгах и не отдать им должного уважения.

При этом я должен просить извинения, если пропустил другие труды по незнанию, так как нелегко собрать библиографию по этому вопросу, и я тогда еще не получил вышеупомянутой книги Валье.

ВВЕДЕНИЕ

Наш президент, генерал Ферье, по предложению нашего коллеги Андрэ Гирша обратился недавно ко мне с предложением сделать более подробный доклад перед членами общества на тему, сообщенную мною 15 ноября 1912 г. во Французском физическом обществе. При этом я добавлю обзор работ, с которым я ознакомился после упомянутой даты.

Когда 15 лет назад я хотел сделать доклад о возможностях и трудностях, относящихся к межпланетным путешествиям, в эпоху, когда зарождавшаяся авиация окрыляла надежды, мне казалось более осторожным по многим, может быть и неблагоразумным, соображениям скрыть истинную цель моей работы под названием: «Соображения о результатах неограниченного уменьшения веса двигателей».

Ныне я имею возможность опубликовать мои идеи под их истинным названием.

Объем моего прежнего доклада был настолько сокращен секретарем Физического общества, что моя мысль часто могла быть едва понята читателем, и это заставляет меня теперь высказаться подробнее, чем это было возможно ранее. Мои идеи на эту тему возникли гораздо раньше упомянутого времени. Давно уже я был поражен той ошибкой, которую допустил Жюль Верн в романе «С Земли на Луну», в котором он описывает путешественников, заключенных в снаряде, выбрасываемом из пушки длиной 300 м. При этом, чтобы избежать воздействия сил инерции при взлете, он помещает у основания снаряда настил высотой в 2 м, который и должен ломаться. В действительности же эффект действия этого настила был эквивалентен лишь удлинению пушки с 300 до 302 м, т. е. почти не изменил условие действия сил инерции и опасности для путешественников быть сплющенными.

Отсюда я сделал вывод о необходимости дать разбег снаряду в несколько километров, что привело к применению ракеты.

Я сам не мог бы установить даты появления этой моей идеи, если бы, к счастью, на нее не было ссылки в старой книге капитана Фербера «От холма к холму, от города к городу, от континента к континенту», где он (на с. 161) говорит:

«Чтобы лететь выше, а этого человек желает, необходимо пользоваться разными способами. Наиболее применим принцип ракеты, летящей под влиянием реакции. Человек, закрытый в ней герметически, будет дышать искусственно вырабатываемым воздухом. По существу, это будет уже не летательная машина, а управляемый снаряд. Осуществление этой идеи не представляется невероятным, пока Солнце снабжает нашу планету запасами энергии.

Уменьшение теплоты на земном шаре, может быть, послужит толчком к новому прогрессу, так как тогда жизнь на Земле будет под угрозой [2]. Перед человечеством встанет грозная дилемма: или вернуться к эпохе предков и идти по пути регресса, или идти к новым завоеваниям человеческого гения.

Это предстоит сделать в будущем более могущественным и более развитым людям. Некоторые из них покинут нашу негостеприимную планету, и тогда наступит торжество аппарата тяжелее воздуха, который зародился на наших глазах» *.

Примечание к этой книге обозначено Фербером датой 26 июля 1908 г. Таким образом, мои идеи фиксируются датой первой половины 1908 г. Я должен заметить, что подобные же идеи высказывал в то же время другой человек, доктор Андрэ Бинг, которого я раньше не знал и который, после моего доклада в 1912 г. прислал мне свой патент за № 236 377 (Бельгия) от 10 июня 1911 г. на тему: «Аппарат для исследования верхних слоев атмосферы» и сообщил, что он несколько лет назад беседовал по этому вопросу с моим коллегой по обществу французских ученых и изобретателей, Э. Белином, изобретателем передачи изображений на расстояние.

Наконец, в 1912—1913 гг. американский профессор Роберт Годдард в Принстонском университете (США) сделал ряд теоретических подсчетов, а позднее, в 1915—1916 г., в Университете Кларка (Вустер, Массачусетс) произвел ряд опытов с ракетами, предназначенными для исследования высоких слоев атмосферы, следуя идее, высказанной столь поразительно доктором Андрэ Бингом [3]. Профессор даже пришел к заключению, что возможно послать на Луну снаряд с зарядом магнезийного пороха, вспышки которого можно увидеть с Земли в телескоп.

При чтении привилегии доктора Бинга создается впечатление, что автор, вероятно, не произвел подсчетов, подтверждающих изобретение, однако, как он мне писал в 1913 г., и как это напрашивается само собой, он просто хотел этим патентом закрепить за собой свой приоритет. При чтении патента можно вывести, хоть и не совсем ясное, заключение, что возможно достичь почти безграничной высоты при помощи взрыва последовательных ракет, причем сгоревшие последовательно отпадают, что и составляет главный принцип профессора Годдарда, когда он рассчитывает послать снаряд за атмосферу при 600-кратном начальном весе против полезного груза [4]. Иными словами, например, для посылки в межпланетное пространство или на Луну (что практически то же самое) груза в 1 кг необходимо иметь начальный вес снаряда в 600 кг.

Результаты, полученные профессором Годдардом и мной, кажутся на первый взгляд противоречивыми, так как первый считает возможным посылку снаряда в мировое пространство, я же пола-

---

* Мы упомянем о людях, которые разделяют эту идею, именно об Уэльсе, Эсно-Пельтри, Арчдеаконе, Квинтоне и о других философах (*Примеч. Фербера*).

гаю пока невозможным послать туда аппарат, способный преодолеть земное притяжение, пока не будет найден более мощный источник энергии, вроде радия, какового пока в нашем распоряжении нет.

Однако это противоречие лишь кажущееся и происходит от того, что Годдард и я изучаем вопрос, исходя из разных точек зрения.

Он хочет просто послать на Луну снаряд с порохом и определить момент взрыва на Луне в телескоп. Я же исследую вопрос транспортировки живых существ со светила на светило и возвращения их на Землю. Я прекрасно видел возможность посылки небольшой части аппарата на известное расстояние, как о том свидетельствует формула моего доклада 1912 г., равно как и фраза, следующая за ней вверху страницы 5 (§ II) [см. с. 330 наст. издания], но при этом отдавал себе отчет, что для этого потребуется громадная начальная масса снаряда. Я считал подобный способ неприменимым в случае полета живых существ. В последнем случае, как я докажу ниже, начальная масса должна быть не в 600 раз, а в несколько тысяч раз больше конечной массы, если только желать, чтобы путешественники не были раздавлены при взлете, как это должно было бы быть с героями Жюля Верна при вылете их из пушки, да еще и по другим, ниже приводимым соображениям [5].

Вот каковы в общих чертах выводы из моего доклада 1912 г., которые я счел необходимым здесь привести, чтобы у читателя не возникло каких-либо недоразумений. Настоящий мой доклад заключает в себе следующее:

Глава I. Изучение полета ракеты в пустоте; уравнение движения; наиболее экономичная форма; ракеты цилиндрические, конические и экспоненциальные; высоты и скорости в начале свободного полета; коэффициент утилизации.

Глава II. Изучение полета ракеты в воздухе; уравнение движения; уравнение сопротивления воздуха; баллистический коэффициент; наиболее экономичная форма; при известных условиях, сопротивление воздуха не меняет значительно условий, полученных для полета в пустоте; температура сжатого воздуха перед ракетой; допускаемые ускорения.

Глава III. Применение ракет для исследования высших слоев атмосферы и для межпланетных путешествий; стрельба в Луну; полет вокруг Луны; условия, зависящие от скорости истечения [газов]; на какие скорости истечения можно рассчитывать; возможности осуществления.

Глава IV. Условия, необходимые для перевозки живых существ; межпланетный корабль; условия жизни в нем; физиологический эффект отсутствия ускорения; управляемость; условия ее осуществления, продолжительность и скорость путешествия на Венеру и на Марс.

Глава V. Какой научный интерес представляет посещение других миров? Что мы можем там найти? Обитаемы ли они?

Заключение.

Глава I

ДВИЖЕНИЕ РАКЕТЫ В ПУСТОТЕ

Изучение этой, более простой, задачи является весьма важным для дальнейшего исследования общей задачи с учетом сопротивления воздуха.

Взлет ракеты разделяется на два периода: первый — период горения с ускорением в полете и второй — после сгорания всего горючего, когда ракета летит под влиянием полученной скорости.

Рассмотрим пока исключительно прямолинейную зенитную траекторию и введем следующие обозначения: V — скорость ракеты в данный момент; v — абсолютная скорость истечения газов; m — наличная масса горючего ($m = m_0$ для времени t); p — конечная масса ракеты; $M = m + p$ — полная масса ракеты в данный момент; F — сила реакции в данный момент; Γ — ускорение; dm — элемент массы, вытекающей [из двигателя] в данный момент времени dt; y — высота в данный момент; G — ускорение силы тяжести на данной высоте (на уровне моря $G = g$); R — сила сопротивления воздуха.

Примечание: Я считаю положительными — длины, силы и ускорения направленные вверх, равно как и V. Величины же v, G и R будут положительными по существу.

Реакция в сопле

Предположим, что в сопле установился постоянный режим вытекающих газов (рис. 1). В момент t в ней содержится некоторая масса газа между плоскостями A и B; пусть $A'B'$ положение той же массы в момент $t + dt$.

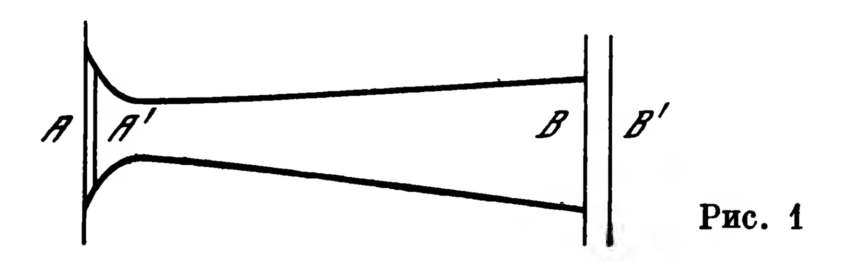


Рис. 1

Часть, заключенная между плоскостями A' и B, является общей в обоих случаях.

Часть между B и B' есть масса dm, вытекающая во время dt, и она равна массе между плоскостями A и A'. Эта последняя имеет весьма малую скорость и ее количество движения будет бесконечно малым второго порядка. Наоборот, первая приобретает скорость истечения, и количество движения ее vdm будет величиной первого порядка.

Так как другие части газа сохраняют свои скорости, то теорема проекции количества движения дает

$$Fdt = -vdm, \tag{1}$$

или

$$F = -v \cdot dm/dt. \tag{2}$$

Ускорение будет

$$\Gamma = -(v/M)(dm/dt) = -vdM/Mdt\ *. \tag{3}$$

Так как dm и dM — отрицательны, то Γ будет положительным.

Уравнение движения. Диаграмма

Для того чтобы представить формулы более наглядно, я рассмотрю абсолютные значения G и R и напишу общее уравнение движения:

$$M\,(d^2y)/(dt^2) = M\Gamma - MG - R. \tag{4}$$

Однако, имея в виду пока движение в пустоте, получим

$$M\,(d^2y)/(dt^2) = M\Gamma - MG, \tag{4'}$$

или на основании (3)

$$(d^2y)/(dt^2) = -v/M \cdot (dM)/(dt) - G. \tag{5}$$

Можно начертить диаграмму, изображающую движение, откладывая по абсциссе V, а по ординате y, ограничиваясь случаем положительных y и V.

Заметим, что

$$(dy)/(dt) = V, \tag{6}$$

откуда

$$(d^2y)/(dt^2) = (dV)/(dt) = V\,(dV)/(dy);\quad (dM)/(dt) = V\,(dM)/\,(dy). \tag{7}$$

Поэтому уравнение (5) можно написать в виде

$$V\,(dV)/(dy) = -(Vv/M)\cdot(dM/dy) - G, \tag{8}$$

или

$$-dM/M = (VdV + Gdy)/Vv. \tag{9}$$

Критическая кривая. Под названием *критической кривой* я понимаю кривую, изображающую движение снаряда без истечения газов (без тяги). Термин этот объясняется тем, что для достижения данной высоты y нет надобности развивать ускорение ракеты до

---

* dM представляет часть полной массы M ракеты, выброшенную за время dt; конечно, $dM = dm < 0$.

этой высоты, а достаточно развивать его лишь до некоторой меньшей высоты, соответствующей какой-то точке критической кривой, проходящей через точку высоты Y; далее же полет будет происходить по инерции.

Уравнение критической кривой получается из (4′), полагая в нем $\Gamma = 0$, что в связи с (8) дает

$$VdV/dy = -G. \tag{10}$$

Для малых высот (из дальнейшего будет видно, каких)

$$VdV/dy = -g = \text{const}. \tag{10′}$$

Интегрируя, получаем

$$V_0^2 - V^2 = 2gy. \tag{10″}$$

Уравнение (10) можно представить в виде

$$VdV + Gdy = 0, \tag{11}$$

а это показывает, что во все время полета в пустоте снаряд постоянной массы сохраняет постоянную энергию. Обозначим через $g\eta$ полную энергию единицы массы и положим

$$VdV + Gdy = gd\eta. \tag{12}$$

Уравнение критической кривой в пустоте, отнесенное к переменной η, будет

$$d\eta = 0. \tag{13}$$

Для получения значения $\eta\,(V,\, y)$ достаточно интегрировать (12).

Обозначим через a радиус Земли; тогда

$$C = \frac{g}{1 + \left(\frac{y}{a}\right)^2}. \tag{14}$$

Поэтому

$$g\,d\eta = VdV + \frac{g\,dy}{1 + \left(\frac{y}{a}\right)^2}, \tag{14′}$$

откуда

$$g\eta = \frac{V^2}{2} - g\frac{a}{1 + \frac{y}{a}} + \text{const}. \tag{15}$$

Полагая $\eta = 0$ для $y = V = 0$, имеем

$$\eta = \frac{V^2}{2g} + \frac{y}{1 + \frac{y}{a}}. \tag{16}$$

Если y достаточно мало сравнительно с a, то

$$\eta = (V^2/2g) + y. \tag{16′}$$

Наиболее экономическая кривая. Предполагая, что среда не оказывает сопротивления полету, получим, что для подъема даже на несколько сот километров придется затратить много энергии, и поэтому главной задачей является достичь минимума массы топлива, необходимого для подъема данной конечной массы p на данную высоту.

Вычертим критическую кривую (рис. 2) $V_0\,AY\,(\eta)$, проходящую через конечную высоту, и пусть OBA будет некоторая кривая, соответствующая периоду горения и тяге.

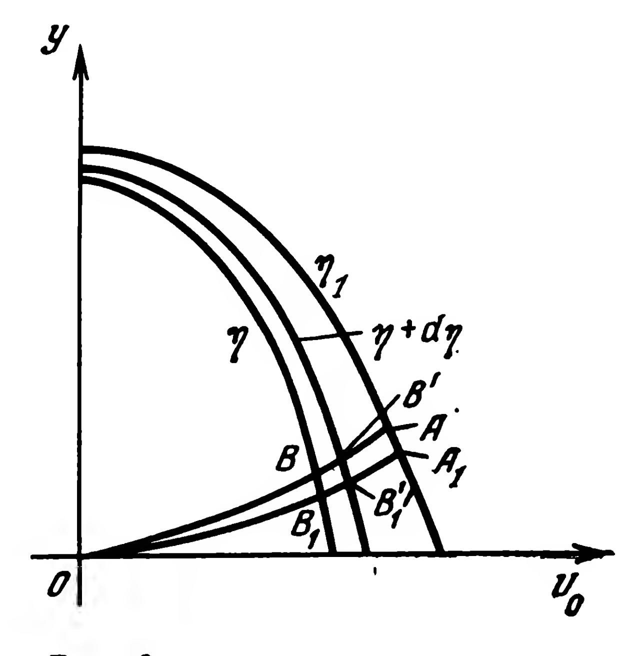


Рис. 2

Проинтегрируем уравнение (9)

$$\ln\frac{M_0}{p} = \int\limits_{OBA} \frac{VdV + Gdy}{Vv}. \qquad (17)$$

Так как $1 + m_0/p = M_0/p$ изменяется так же, как (M_0/p), то достаточно искать минимум интеграла второй части.

Вычертим еще две критические кривые (η и $\eta + d\eta$), такие, что

$$\eta < \eta + d\eta < \eta_1, \qquad (18)$$

и пересекающие кривые тяги в точках B и B.

Уравнения (9) и (12) нам дают

$$gd\eta = -Vv\,(dM/M), \qquad (19)$$

где dM — отрицательно, g, V, v и M — положительны; $d\eta$, по существу, положительны, и точка, соответствующая периоду тяги, проходит последовательно через все критические кривые в сторону возрастающих η, не возвращаясь обратно.

Дифференциальный элемент второй части (17) можно написать, согласно (12), в виде

$$gd\eta/Vv. \qquad (20)$$

Проводим кривую $OB_1B_1'A_1$, расположенную ниже кривой $OBB'A$, и возьмем на ней элемент B_1B_1', который вместе с BB' соответствует одному и тому же значению $d\eta$. Из этих двух элементов наименьшим будет тот, для которого произведение Vv будет бóльшим, причем независимо от того, какая пара элементов будет выбрана.

Это заставляет нас выбрать наибольшее значение v, определяемое физико-химическими свойствами взрывчатых веществ, которыми мы можем располагать. И если мы это вещество выбрали, то v тогда можно считать постоянным.

Благодаря форме кривых η всегда из двух элементов BB' и B_1B_1' второй будет соответствовать большему V, и это относится

ко всем элементам кривых OBA и OB_1A_1. Таким образом, вторая кривая является выгоднее первой. Переходя к пределу, видим, что наиболее экономичной кривой горючего будет часть OV_0 оси V и для нее отношение M_0/p будет минимумом.

При этом период горения должен быть мгновенным, ускорение — бесконечно большим и снаряд имеет подъем $dy = 0$, причем формула (17) приводится к виду

$$\ln \frac{M_0}{p} = \int_0^{V_0} \frac{dV}{v} = \frac{V_0}{v}, \tag{21}$$

откуда

$$\left(\frac{M_0}{p}\right)_{\min} = e^{\frac{V_0}{v}}. \tag{22}$$

Если теперь мы рассмотрим формулу (16), приложив ее последовательно к точкам V_0 и Y кривой $\eta_1 = \text{const}$, то получим

$$\frac{V_0^2}{2g} = \frac{Y}{1 + \frac{Y}{a}} \tag{23}$$

и (22) преобразуется в

$$\left(\frac{M_0}{p}\right)_{\min} = e^{1/v \sqrt{\frac{2gY}{1+Y/a}}}. \tag{23'}$$

Если Y мало по сравнению с земным радиусом a, то

$$\left(\frac{M_0}{p}\right)_{\min} = e^{1/v \sqrt{2gY}}. \tag{23''}$$

При наиболее благоприятных теоретических условиях, допуская скорость истечения 2000 м/с [6], для преодоления силы земного притяжения конечной массой в 1 кг потребуется начальная масса в 269 кг, т. е. величина, значительно меньшая полученной Годдардом и для случая воздуха, а не пустоты. Если же взять $v = 2500$ м/с, то эта величина снизится до 88 кг.

Однако не следует упускать из виду, что эти числа соответствуют исключительно абстрактным условиям и что если бы требовалось сообщить конечной массе мгновенное и бесконечно большое ускорение, то эту массу пришлось бы сплющить в бесконечно тонкую пластинку — так, чтобы ее количество на единицу площади равнялось нулю; но тогда площадь была бы бесконечно большой и ее границы потеряли бы физический смысл; наконец, при полете в атмосфере выступает важное условие — уменьшение сечения [миделя] аппарата.

Минимальное сечение. Вышеприведенная теория указывает верхний бесконечно большой предел для площади выходного сечения сопла на единицу массы. Желательно исследовать вопрос,

как это сечение, отнесенное к единице массы, может быть по желанию уменьшено безгранично или доведено до некоторого нижнего предела и какого именно опять-таки для случая полета в пустоте, что пригодится нам позднее при изучении полета в воздухе.

Определение площади выходного сечения сопла. При расширении совершенного газа в сопле получается скорость истечения, определяемая уравнением

$$v^2 = 2\frac{\gamma}{\gamma-1}RT_0\left[1-\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right], \tag{24}$$

причем если газ расширяется до нулевого давления, то теретически мы преобразуем всю энергию в живую силу без потерь на трение.

Следует заметить, что давление у выхода из сопла определяется отношением выходного сечения к сечению горла, учитывая начальные температуру и давление (я здесь не излагаю всю теорию сопла Лаваля). Отсюда следует, что для случая пустоты, чтобы быть логичным, необходимо принять площадь выходного сечения бесконечно большой, что приводит нас, как и ранее, к абсурду.

Для выхода из этого затруднения достаточно применить ракету с очень высоким давлением (1000 и даже 2000 кг на 1 см^2), причем при очень большой степени расширения (100 или 200) газ имел бы при выходе еще достаточно большое давление (10 или 20 кг на 1 см^2), преобразуя в то же время в живую силу бо́льшую часть своей энергии, теоретически 74% при степени расширения 100 и практически, как в опытах Годдарда, 64% (при неуказанной степени расширения).

Отсюда можно заключить, что выходное сечение сопла должно быть возможно бо́льшим, т. е. равным миделю снаряда; при очень высоких давлениях, под которыми он будет функционировать, этот мидель позволит достичь степени расширения, достаточной для преобразования бо́льшей части энергии в живую силу.

Эти рассуждения позволяют нам вывести следующие упрощенные теоретические заключения о ракетах: выходное сечение сопла является сечением вытекающих газов и равняется сечению миделя снаряда; через это сечение газ вытекает в своей конечной стадии расширения со скоростью v. Если предположить, что перед соплом находится резервуар с горючим [7], то расход последнего пропорционален расходу массы вытекающего газа.

Таким образом, мы заменяем действительную ракету теоретической, состоящей из твердого горючего. Ее форма представляет поверхность вращения, ось которой совпадает в каждый момент с направлением скорости движения. Ракета ограничена сзади плоскостью, нормальной к вектору скорости. Эта плоская поверхность является поверхностью горения, и образующиеся газы движутся от нее назад со скоростью v. По мере расхода горючего поверхность движется [вперед] с такой скоростью, что расход газа постоянно соответствует скорости истечения v через сопло.

Это чисто теоретическое допущение в действительности не соответствует условию полного использования энергии при применении сопла, однако оно все же законно и допустимо, так как в дальнейшем сильно облегчает наши рассуждения. Когда речь пойдет о цилиндрической ракете, то это будет означать, что сечение сопла остается постоянным; если ракета будет конической, то выходное сечение сопла будет изменяемым и одновременно пропорциональным двум третям остающейся массы; наконец, если речь пойдет о ракете с постоянной тягой, то в этом случае выходное сечение будет пропорционально остающейся массе.

Итак, выходное сечение теперь определено. Объем газа, вытекающего за единицу времени dt, будет равен

$$vSdt. \tag{25}$$

Пусть плотность его ρ, тогда истекающая масса будет

$$\rho vSdt = -dM \tag{26}$$

и, принимая во внимание (3),

$$\Gamma = \rho v^2 S/M. \tag{27}$$

Тяга будет

$$F = \rho v^2 S. \tag{28}$$

Здесь ρ и v определяются физическими свойствами горючего. Поэтому мы можем произвольно располагать лишь значением S/M.

При отправлении с Земли имеем

$$\Gamma_0 \geqslant g, \tag{29}$$

т. е.

$$S_0 \geqslant \frac{gM_0}{\rho v^2}. \tag{30}$$

Правая часть этого неравенства выражает минимум выходного сечения для подъема начальной массы M_0:

$$S_{\min} = \frac{gM_0}{\rho v^2}. \tag{31}$$

Наилучшая утилизация данного сечения

Пусть мы имеем некоторый аппарат A с формой поверхности вращения, ось которой совпадает с направлением вектора скорости. Образующая этой формы известна. Сравним его с цилиндрическим аппаратом C с теми же начальной и конечной массами, причем выходное сечение его постоянно и равно наибольшему выходному сечению [аппарата] A. Тогда всегда будем иметь

$$S_A \leqslant S_C \tag{32}$$

и, согласно (28),

$$F_A \leqslant F_C. \tag{33}$$

Это имеет место для одних и тех же произвольных высот. Скорость расхода горючего (и вследствие этого облегчение A) будет всегда меньше или, в крайнем случае, равна таковой для C; по истечении одного и того же времени оставшаяся масса A будет всегда больше или, в крайнем случае, равна оставшейся массе C. Если, однако, как это бывает, принять за независимую переменную не время, а высоту y, то это условие уже не является обязательным и здесь могут представиться следующие два случая.

1. При одинаковой высоте подъема оставшаяся масса ракеты A всегда больше оставшейся массы ракеты C.

При одном и том же произвольном интервале высоты имеем следующее соотношение элементарных работ:

$$F_A dy \leqslant F_C dy. \tag{34}$$

Так как эта работа затрачивается для преодоления силы тяготения и для сообщения кинетической энергии, то для одинаковых высот будем иметь

$$M_A\,(V_A dV_A + G dy) \leqslant M_C\,(V_C dV_C + G dy). \tag{35}$$

Но так как в этом случае всегда

$$M_A \geqslant M_C, \tag{36}$$

то тем более

$$V_A dV_A + G dy \leqslant V_C dV_C + G dy; \tag{37}$$

откуда

$$V_A dV_A \leqslant V_C dV_C. \tag{37'}$$

Суммируя от 0 до некоторого y и извлекая квадратный корень, получим

$$V_A \leqslant V_C. \tag{38}$$

Но ракета A имеет, по крайней мере, хотя бы в одном месте сечение меньше, чем сечение другой ракеты C, иначе обе ракеты были бы идентичны; поэтому всегда

$$V_A < V_C. \tag{38'}$$

Это последнее неравенство приложимо и к случаю, когда на известной высоте одна из ракет израсходовала все свое горючее; согласно предыдущему, это будет иметь место для цилиндрической ракеты на высоте, где другая еще имеет запас горючего.

Нанесем кривые горючих (рис. 3) на диаграмму V, Y. Благодаря неравенству (38') кривая OC будет ниже кривой OA, но при высоте C аппарат A имеет еще запас энергии.

Предположим, что этот запас будет израсходован мгновенно в тот момент, когда аппарат A достигнет высоты, достигнутой C

к концу горения. Тогда его кривая стала бы параллельной оси V, но она не могла бы достичь предельной точки кривой C. Действительно, если бы это случилось, то это могло бы быть лишь за счет расхода топлива, бо́льшего, чем у C, потому что, как следует из предыдущих рассуждений, кривая OAC соответствует большему расходу горючего, чем OC.

Далее, мгновенный расход остатка горючего A потребует бесконечно большого сечения и кривая A не может идти, изгибаясь по AC; она будет продолжать подниматься, например до точки A_1, где ей еще меньше оснований изогнуться и идти в C.

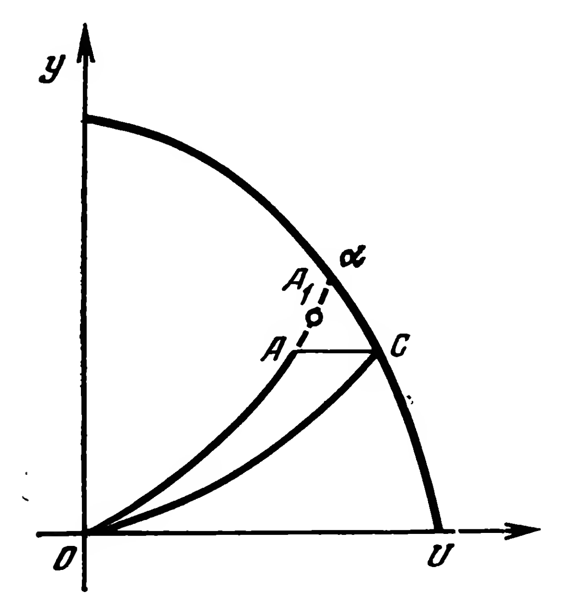


Рис. 3

2. Если ракета A будет долго оставаться на высотах, мало отличающихся друг от друга, то может случиться, что по израсходовании части горючего она достигнет большей высоты с меньшим остатком горючего, чем ракета цилиндрическая на тех же высотах.

Предположим, что *на каждой высоте, где ракета A стремится сделаться легче C, мы будем мешать этому, препятствуя соответственно расходу ее активной массы так, чтобы на всех высотах сохранялось неравенство*

$$M_C \leqslant M_A. \qquad (38'')$$

Тогда останется в силе предыдущий ход доказательств, хоть эффект действия ракеты C в конце концов и уменьшится.

Заключение. Назовем коэффициентом утилизации ракеты отношение

$$U = p/M_0. \qquad (39)$$

Тогда мы можем сказать, что цилиндрическая ракета имеет коэффициент утилизации, лучший по сравнению с другими ракетами того же максимального сечения; иными словами, она может поднять на ту же высоту бо́льшую конечную массу (или ту же конечную массу поднять на бо́льшую высоту).

Сравнение цилиндрических ракет одинакового сечения друг с другом

Рассмотрим цилиндрическую ракету, для которой

$$\Sigma > S_{\min}. \qquad (40)$$

Тогда

$$\Gamma_0 > g. \qquad (40')$$

Аппарат взлетит и будет подниматься по известному закону.

Предположим теперь, что мы затрудним взлет, прибавив к аппарату цилиндр того же сечения и [с топливом] массы m_1, так что

$$M_0 + m_1 = \rho v^2 \Sigma / g. \tag{41}$$

В тот момент, когда эта масса m_1 совершенно сгорит и начнет работать основной аппарат, он будет уже обладать некоторой скоростью и достигнет некоторой высоты; поэтому при работе горючего основного аппарата он достигнет большей скорости и высоты, чем ранее.

Таким образом, мы или увеличим конечную высоту, или увеличим конечную массу, если прекратим горение в момент, когда соответствующая точка второго аппарата достигнет критической кривой основного.

Заключение. Среди всех цилиндрических ракет одинакового сечения та, у которой начальная масса будет наибольшей, поднимет выше одну и ту же конечную массу (или на одну и ту же высоту поднимет большую массу), *но за счет уменьшения коэффициента утилизации* p/M_0.

Критическая кривая. Мы уже видели, что для того, чтобы достичь данной высоты H, достаточно продолжать горение до момента, когда точка (V, y) придет на критическую кривую с пределом $V = 0$ и $y = H$.

Уравнение этой кривой получаем из (16) и на основании двух вышеприведенных случаев:

$$\frac{V^2}{2g} + \frac{y}{1 + \frac{y}{a}} = \frac{H}{1 + \frac{H}{a}}, \tag{42}$$

или

$$\frac{V^2}{2g} = \frac{H}{1 + \frac{H}{a}} - \frac{y}{1 + \frac{y}{a}}. \tag{43}$$

При $H = \infty$ имеем

$$\frac{V^2}{2g} = a - \frac{y}{1 + \frac{y}{a}} = \frac{a}{1 + \frac{y}{a}}. \tag{44}$$

Это и есть уравнение кривой движения снаряда в пустоте.

Свойства ракет различных форм

Прежде чем решать полностью теоретическую задачу с учетом сопротивления воздуха, интересно выяснить, в каких пределах теоретические возможности могут быть реализованы на практике.

Для упрощения понятий я буду считать ракеты цилиндрическими, коническими или иной, ранее определенной формы. Вы-

ходное сечение [ракетного двигателя] обозначим через S, длину в момент t через l, горючее — однородного состава с плотностью ρ и скорость сгорания его v'; имеем

$$-(dl/dt) = v'^{[8]}. \tag{45}$$

Кроме того, в каждый момент

$$-dM/dt = \rho v S = \rho' v' S; \tag{46}$$

откуда

$$v' = v\rho/\rho' = \mathrm{const}. \tag{47}$$

Интегрируя (45), получим

$$l = l_0 - v't. \tag{48}$$

При конечной начальной длине l_0 ракеты полное время горения будет

$$T = l_0/v' = (l_0/v)(\rho'/\rho), \tag{49}$$

откуда

$$l = v'(T - t). \tag{50}$$

Цилиндрическая ракета

Уравнение движения дает

$$M(d^2y/dt^2) = \rho v^2 S - Mg\,[1/(1 + y/a)]. \tag{51}$$

Интегрируя (46), получаем

$$M = M_0 - \rho v S t. \tag{52}$$

откуда, полагая

$$M_0 = \rho v S T, \tag{53}$$

$$M = \rho v S (T - t), \tag{54}$$

получим

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{v}{T-t} - \frac{g}{\left(1+\frac{y}{a}\right)^2}. \tag{55}$$

Условие отрыва от Земли

$$M_0/S \leqslant \rho v^2/g \tag{56}$$

показывает, что

$$T \leqslant v/g \tag{57}$$

и

$$T_{\max} = V/g = \tau. \tag{58}$$

Положим

$$T = k\tau = k \cdot v/g, \tag{59}$$

где k — условно обозначает долю максимальной фиктивной длины или фиктивную принятую длину [заряда, ракеты].

Введем еще переменные:

$$\lambda = t/T = 1 - [(T - t)/T] = 1 - (M/M_0) = (M_0 - M)/M_0, \tag{60}$$

что представляет для каждого момента отношение израсходованной массы к начальной массе:

$$u = 1 - \lambda = (T - t)/T = M/M_0, \tag{61}$$

а это дает отношение наличной массы к начальной. В конце полета это отношение выразит коэффициент утилизации

$$U = P/M_0. \tag{62}$$

При таких обозначениях уравнение (55) напишется следующим образом:

$$\frac{d^2y}{d\lambda^2} = \frac{vT}{1-\lambda} - \frac{gT^2}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}, \tag{63}$$

или, вводя τ, (63)

$$\frac{d^2y}{d\lambda^2} = \frac{kv - \tau}{1-\lambda} - \frac{k^2 g\tau^2}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}, \tag{64}$$

или [9]

$$\frac{d^2y}{d\lambda^2} = \frac{kv\tau}{1-\lambda} - \frac{k^2 v\tau}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}. \tag{65}$$

Наконец,

$$\frac{d^2y}{d\lambda^2} = kv\tau\left[\frac{1}{1-\lambda} - \frac{k}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}\right]. \tag{66}$$

Интегрируя, получаем

$$\frac{dy}{d\lambda} = kv\tau\left[\ln\frac{1}{1-\lambda} - \frac{k\lambda}{\left(1 + \frac{y_i}{a}\right)^2}\right] = VT = k\tau V, \tag{67}$$

$$y = kv\tau\left[\lambda - \frac{1}{2}\frac{k\lambda^2}{\left(1 + \frac{y_j}{a}\right)^2} - (1-\lambda)\ln\frac{1}{1-\lambda}\right]. \tag{68}$$

В случае, когда можно пренебречь y по сравнению с a, эти уравнения дают

$$V = v\left[\ln\frac{1}{1-\lambda} - k\lambda\right] \tag{69}$$

и

$$y = kv\tau\left[\lambda - \frac{1}{2}k\lambda^2 - (1-\lambda)\ln\frac{1}{1-\lambda}\right]. \tag{70}$$

Если в этих формулах положить $t = T$, т. е. $\lambda = 1$, то получим, что по израсходовании всего горючего скорость будет бесконечно большой, но высота подъема будет конечной. Если в (70) положить $\lambda = 1$ и $k = 1$, получим эту максимальную высоту при данном v. Если принять $v = 2000$ м/с (что почти то же, как и у Годдарда), то из табл. 1 получим высоты в метрах, достигнутые в конце горения.

Таблица 1

λ	0,01 k	0,05 k	0,1 k	0,25 k	0,5 k	1,0 k
0,25	138	666	1 269	2 694	3 795	1 218
0,4	378	1 824	3 486	7 493	10 908	5 506
0,5	620	3 001	5 746	12 454	18 537	11 591
0,7	1 371	6 658	12 816	28 293	44 100	38 250
0,9	2 714	13 241	25 657	57 950	95 258	107 947
0,95	3 244	15 854	30 788	70 071	117 144	142 289
0,99	3 829	18 745	36 491	83 735	142 492	185 076
0,999	4 025	19 718	38 418	88 414	151 395	201 056
0,99999	4 053	19 857	38 695	89 093	151 708	203 498
1,0	4 057	19 878	38 739	89 195	152 906	203 874

Из таблицы видно, что цилиндрическая ракета, т. е. ракета C с постоянным выходным сечением [сопла], при скорости истечения 2000 м/с, не сможет достигнуть высоты более 204 км. При коэффициенте утилизации 1% горение будет продолжаться до высоты 185 км, а при $k = 0{,}5$ при том же λ — до 142,5 км.

Скорости V в метрах в конце горения получим из (69) (табл. 2).

Высота подъема ракеты, как снаряда, получится из (42):

$$H = \frac{1}{\dfrac{1}{\dfrac{V^2}{2g} + \dfrac{y}{1+\dfrac{y}{a}}} - \dfrac{1}{a}}. \tag{71}$$

Скорость необходимая для преодоления земного тяготения, равна 11 180 м/с. Этому условию удовлетворяют три нижних строки табл. 2.

Таблица 2

λ	0 k	0,01 k	0,05 k	0,1 k	0,25 k	0,5 k	1,0 k
0,25	575	570	550	525	450	325	75
0,4	1 022	1 014	982	942	822	622	222
0,5	1 386	1 376	1 336	1 286	1 136	886	386
0,7	2 408	2 394	2 338	2 268	2 058	1 708	1 008
0,9	4 605	4 587	4 515	4 425	4 155	3 705	2 805
0,95	5 991	5 972	5 896	5 801	5 516	5 041	4 091
0,99	9 210	9 191	9 111	9 012	8 715	8 220	7 230
0,999	13 816	13 796	13 716	13 616	13 316	13 817	11 818
0,9999	18 421	18 401	18 321	18 221	17 921	17 421	16 421
1,0	∞	∞	∞	∞	∞	∞	∞

Коническая ракета

Форма ее определена уравнением (30):

$$S = S_0 (M/M_0)^{2/3}. \qquad (72)$$

Полная ее масса равна

$$M = \rho' Sl/3. \qquad (73)$$

В частном случае

$$M_0 = \rho' (S_0 l_0)/3. \qquad (74)$$

По закону подобия имеем

$$l/l_0 = (M/M_0)^{1/3}. \qquad (75)$$

Уравнение движения (51) имеет ту же форму, но получает вид

$$M \frac{d^2y}{dt^2} = \rho v^2 S_0 \left(\frac{M}{M_0}\right)^{\frac{2}{3}} - Mg \frac{1}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}, \qquad (76)$$

или

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \rho v^2 \frac{S_0}{M_0} \left(\frac{M_0}{M}\right)^{\frac{1}{3}} - \frac{g}{(1 + y/a)^2}. \qquad (77)$$

Из (74) и (49) имеем

$$S_0/M_0 = 3/(\rho' l_0) = 3/(\rho' v' T_1)^{[10]}, \qquad (78)$$

а из (75), (49) и (50)

$$(M_0/M)^{1/3} = l_0/l = T_1/(T_1 - t). \qquad (79)$$

Наконец, принимая во внимание (47) и (77),

$$d^2y/dt^2 = 3v/\,(T_1 - t) - g/\,(1 + y/a)^2. \tag{80}$$

Это уравнение идентично (55), только v в нем заменено $3\,v$. Назовем эту скорость v_1 фиктивной:

$$v_1 = 3v. \tag{81}$$

Из (80) и (81) получаем условие взлета:

$$T_1 \leqslant 3v/g = v_1/g. \tag{82}$$

Положим

$$T_{\max} = k\tau_1 = kv_1/g, \tag{83}$$

где k сохраняет то же значение, что и для цилиндра.

Уравнение (60) получает вид

$$\lambda = t/T_1 \tag{84}$$

и, далее,

$$\lambda = 1 - (l/l_0) = 1 - (M/M_0)^{1/3}. \tag{85}$$

Величина $(1 - \lambda)$ теперь представляет коэффициент линейной утилизации, но не массовой: последний же будет

$$u = M/M_0 = (1 - \lambda)^3. \tag{86}$$

При таких условиях мы получим те же интегралы (69) — (70) с заменой v через $v_1 = 3v$, т. е.

$$V = v_1\left[\ln\frac{1}{1-\lambda} - \frac{k\lambda}{\left(1+\frac{y_i}{a}\right)^2}\right]; \tag{87}$$

$$y = kv_1\tau_1\left[\lambda - \frac{1}{2}\,\frac{k\lambda^2}{\left(1+\frac{y_j}{a}\right)^2} - (1-\lambda)\ln\frac{1}{1-\lambda}\right]. \tag{88}$$

Если y мало по сравнению с a, то получаются формулы, аналогичные с таковыми же для цилиндрической ракеты. При равных λ скорость конуса будет в 3 раза больше скорости цилиндра, а высота в 9 раз больше; формула же (86) показывает, что коэффициент массовой утилизации u для конуса меньше, чем для цилиндра, т. е. первый расходует больше топлива, чем второй.

Изложенное на страницах [346 — 348] показывает, что при сечениях, одинаковых на единицу массы, цилиндр экономичнее конуса; можно также сравнить конус и цилиндр в отношении одинакового расхода горючего и соответственно изменить теорему.

Для ясности в доказательствах я присвою индекс $_1$ всем количествам, относящимся к конусу, оставляя без этого индекса таковые же цилиндра.

Сравним скорость и высоты, достигнутые конической и цилиндрической ракетами при одинаковых массовых утилизациях.

Из (61) и (86) следует

$$1 - \lambda = (1 - \lambda_1)^3, \tag{89}$$

откуда

$$\lambda = 3\lambda_1 - 3\lambda_1^2 + \lambda_1^3. \tag{90}$$

Зададимся произвольным λ_1; тогда получим соответствующее λ. Например:

$$\lambda_1 = 0,5; \tag{91}$$

$$\lambda = 1 - 0,5^3 = 1-0,125 = 0.875. \tag{92}$$

Чтобы получить для конуса соответственно V и y, следует утроить и удевятерить таковые же для цилиндра при том же $\lambda = 0,5$, а затем пересчитать полученные значения для цилиндра при $\lambda = 0,875$. Получаем табл. 3 и 4.

Таблица 3

Конус $\lambda_1 = 0,5$

k	0	0,01	0,05	0,1	0,5	1,0
y, м	0	5 580	27 009	51 714	166 833	104 319
V, м/с	4159	4 128	4 008	3 858	2 658	1 158

Таблица 4

Цилиндр $\lambda = 0,875$

k	0	0,01	0,05	0,1	0,5	1,0
y, м	0	2 492	12 140	23 515	86 370	94 700
V, м/с	4 159	4 141	4 071	3 984	3 284	2 409

Из таблиц видно, что бо́льшая живая сила остающейся массы цилиндра компенсирует и повышает разницу в потенциальной энергии, соответствующей разнице в высотах, достигнутых к концу горения. Если, например, остающаяся масса будет 1 кг и $k = 1$, то избыток кинетической энергии цилиндра будет 223 000 кгм, а недостаток его потенциальной энергии около 9600 кгм; из (16) видно, что η цилиндра остается значительно бо́льшим, чем конуса при сохранении вышеуказаннах условий конформности.

Ранее мы определили такую ракету условием

$$S/M = S_0/M_0 = \text{const}. \qquad (100)$$

Такую ракету можно назвать экспоненциальной (степенной) по следующим соображениям.

Положим

$$(S_0\rho v^2)/M_0 = g/k = v/k\tau, \qquad (101)$$

где $k\tau$ сохраняет значение, принятое для цилиндра, т. е.

$$k\tau = k(v/g). \qquad (59)$$

Напишем (100) в виде

$$S = [1/(k\rho v\tau)]\ M. \qquad (102)$$

Возьмем производную по t и, учитывая (16), получим

$$\frac{dS}{dt} = -\frac{\rho v S}{\rho v k\tau} = -\frac{1}{k\tau}S, \qquad (103)$$

откуда

$$S = S_0 e^{-\frac{t}{k\tau}}$$

и

$$M = M_0 e^{-\frac{t}{k\tau}}. \qquad (104)$$

Форма ракеты представляет собой поверхность вращения вокруг оси oz. Пусть x и z — координаты ее меридиана.

Тогда

$$S = \pi x^2 \qquad (105)$$

и

$$x^2 = x_0^2 e^{-t/k\tau}, \qquad (106)$$

$$z = v't; \qquad (107)$$

$$x = x_0 e^{-\frac{z\cdot t}{2v'k\tau}}. \qquad (108)$$

Это выражение показывает, что когда z стремится к бесконечности, то x стремится к нулю, т. е. такая *ракета имеет* бесконечно большие длину и продолжительность горения.

Из (49) и (59) положим

$$v'k\tau = L. \qquad (109)$$

Обозначим L действительную длину экспоненциальной ракеты; тогда

$$x = x_0 e^{-1/2L} \qquad (110)$$

и

$$S = Se^{-1/L}. \tag{111}$$

Наконец, полная масса ее будет по (104)

$$M = M_0 e^{-1/L}. \tag{112}$$

Это показывает, что в такой ракете не только радиус и площадь любого нормального сечения, но и остающаяся масса изменяются по степенному закону в функции длины, что и оправдывает название этой ракеты.

Исходя из (109) и заменяя ρv на $\rho' v$, напишем (101) в виде

$$M_0 = S_0 \rho' v' k\tau = \rho' S_0 L. \tag{113}$$

Это отношение показывает, что L выражает длину цилиндрической ракеты такой же массы и такого же начального сечения, что и у рассматриваемой экспоненциальной ракеты.

Уравнение движения

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{\rho v^2 S}{M} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2} \tag{114}$$

преобразуется с учетом (100) и (101):

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{g}{k} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}. \tag{115}$$

Условие отрыва от Земли дает

$$(d^2y/dt^2) > 0; \tag{116}$$

чтобы это имело место, достаточно, если

$$k < 1; \tag{117}$$

когда y изменяется от 0 до ∞, ускорение также меняется от некоторой начальной величины до предела

$$g/k = \rho v^2 (S_0/M_0), \tag{118}$$

который представляет собой «ускорение тяги». Вот почему я и называю эту ракету «ракетой с постоянной тягой», а не «ракетой с постоянным ускорением». Последнее было бы правильным лишь при уменьшении ускорения [силой земного] тяготения и малой величине его по сравнению с ускорением тяги.

Вводя скорость V, напишем уравнение (115) в виде

$$V\frac{dV}{dy} = \frac{g}{k} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2}, \tag{119}$$

откуда

$$V^2 = 2g\left(\frac{y}{k} + \frac{a}{1+\frac{y}{a}} - a\right) = 2gy\left(\frac{1}{k} - \frac{1}{1+\frac{y}{a}}\right), \tag{120}$$

$$V = \sqrt{2gy\left(\frac{1}{k} - \frac{1}{1+\frac{y}{a}}\right)}. \tag{121}$$

Это — уравнение кривой (V, y) за период бесконечно продолжительного горения. V растет с y, причем оба возрастают безгранично.

Критическая высота, при которой подобная ракета достигнет своей скорости свободного полета (или критической)

Исключая $V^2/2g$ из (120) и (44), получим

$$\frac{a}{1+\frac{y}{a}} = \frac{y}{k} - \frac{y}{1+\frac{y}{a}}, \tag{122}$$

или

$$a = y/k[11], \tag{123}$$

откуда критическая высота $y_c = ka$.

Примечание: Так как $k < 1$, то $y < a$.

Из (120) и (123) [с учетом (122)] получаем

$$V^2/2g = a/(1+k), \tag{124}$$

откуда

$$V_c = \sqrt{\frac{2ga}{1+k}}. \tag{125}$$

Когда k изменяется от 0 ($g/k = \infty$) до 1 ($g/k = g$), V_c убывает от $\sqrt{2ga}$ до $\sqrt{ga}$.

Расчет времени; критическое время

Уравнение

$$[V] = \frac{dy}{dt} = \sqrt{2g}\sqrt{y\left(\frac{1}{k} - \frac{1}{1+\frac{y}{a}}\right)} \tag{121}$$

дает

$$t = \frac{1}{\sqrt{2g}}\int_0^y \frac{dy}{\sqrt{y\left(\frac{1}{k} - \frac{1}{1+\frac{y}{a}}\right)}}. \tag{126}$$

Это эллиптический интеграл.

Не имея возможности получить его точно, я решаю ее приближенно [см. Приложение в конце этой работы — формулы (127) и (144)].

Числовые результаты, относящиеся к экспоненциальной ракете

Эта ракета представляет особый интерес потому, что дает почти постоянное ускорение, которому подвергаются как ее части, так и живые существа, находящиеся в ней. Я делаю расчёт для трех значений ускорений по причинам, которые будут изложены ниже. При этом получаются следующие значения

Г, g	k	y_c, км	V_c, м/с	t_c
10	0,1	637	10 660	120 с
2	0,5	3185	9 133	750 с
1,1	0,91	5800	8 080	36 мин 40 с

Обратные значения M_0/p коэффициента утилизации представляют особый интерес; они даны в табл. 5 для разных значений v.

Таблица 5

v, м/с	Г = 1,1g	Г = 2g	Г = 10g	v, м/с	Г = 1,1g	Г = 2g	Г = 10g
2 000	143 000	1 574	358,5	5 000	115	19,1	10,5
2 500	13 270	361,3	110,6	6 000	52,2	11,6	7,10
3 000	2 700	135,2	50,5	7 000	29,7	8,19	5,37
3 500	883	67,1	28,8	8 000	19,4	6,30	4,35
4 000	378	39,7	18,9	9 000	14,0	5,13	3,69
4 500	196	26,3	13,6	10 000	10,7	4,36	3,24

Глава II
ДВИЖЕНИЕ РАКЕТЫ В ВОЗДУХЕ

Обозначим через R абсолютное сопротивление воздуха (т. е. силу сопротивления воздуха движению аппарата). Оно возрастает с V, убывает с высотой y и зависит от способа движения ракеты в воздухе.

Пишем уравнение движения:

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{S\rho v^2 - R}{M} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2} . \qquad (145)$$

Предположим, что площадь истечения газов равна калибру ракеты. Тогда

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{S}{M}\left[\rho v^2 - \frac{R}{S}\right] - \frac{g}{\left(1+\frac{y}{a}\right)^2}. \qquad (146)$$

1. Отметим условие минимума сечения:

$$M_0 \leqslant \rho\,(S_0 v^2/g). \qquad (147)$$

2. Если за период горения S/M не возрастает, то полное ускорение $(d^2y)/(dt^2)$ никогда не будет отрицательным.

Действительно, согласно гипотезе,

$$(S_0\rho v^2/M_0) - g \geqslant 0,$$

или, также по гипотезе, S/M не убывает; получаем то же самое и для $S/M \cdot \rho v^2$.

Кроме того, $g/[1+(y/a)^2]$ убывает, когда высота растет; поэтому разность $\frac{S}{M}\rho v^2 - \frac{g}{\left(1+\frac{y}{a}\right)^2}$ возрастает с высотой.

Чтобы полное ускорение

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{S\rho v^2 - R}{M} - \frac{g}{\left(1+\frac{y}{a}\right)^2}$$

стало отрицательным, необходимо, чтобы R увеличивалось, а это требует возрастание V, что, в свою очередь, требует, чтобы полное ускорение было $\geqslant 0$.

Поправки. Если во время горения M/S есть величина постоянная (случай экспоненциальной ракеты) или невозрастающая функция времени, то:

а) скорость и высота будут непрерывно расти;

б) всегда $(R/S) < \rho v^2$ за исключением случая, когда ускорение < 0.

В случае цилиндра мы уже видели, что при полете в пустоте и при одинаковых максимальных сечениях цилиндр является более экономичным и что цилиндр максимальной длины мог бы перенести наибольшую конечную массу.

В случае атмосферы мы можем сравнить аппараты, обладающие одинаковой способностью проникать в нее.

Выразим замедление в виде

$$R/M = (1/\overline{\omega})\,\varphi\,(V, y); \qquad (147')$$

здесь $\overline{\omega}$ — «коэффициент баллистического проникания»; $\varphi\,(V, y)$ — функция, возрастающая с V и убывающая с y и зависящая лишь от этих двух переменных.

Мы получим следующие результаты.

Из двух цилиндрических ракет с одинаковым баллистическим прониканием более длинная, или, что то же, у которой прихо-

дится бóльшая масса на единицу площади сечения, поднимется выше или, при равных высотах, поднимет бóльшую конечную массу.

Здесь достаточно повторить те же рассуждения, что и для случая пустоты, но, чтобы вопрос о потере скорости из-за сопротивления воздуха не возбудил недоумения у читателя, осветим этот вопрос, исследуя сначала случай двух снарядов P и P' с одинаковым баллистическим проникانием, брошенных вверх в один и тот же момент и с одной и той же высоты с начальными скоростями V_0 и V_0'.

Предположим $V_0 > V_0'$; тогда, очевидно, несмотря на сопротивление воздуха, снаряд P достигнет конечной высоты большей, чем P'. Обсудим этот случай подробнее.

Рассмотрим оба снаряда к концу весьма малого промежутка времени после взлета: первый поднимется выше. Однако замедление его благодаря сопротивлению воздуха будет больше, чем у P', и потому он больше потеряет в скорости. Все же второй не может его догнать потому, что, как только его скорость сравняется со скоростью первого, замедление его вследствие сопротивления воздуха, не только сравняется, но даже превзойдет замедление первого, так как он находится ниже; кроме того, там и влияние силы тяготения значительнее. Поэтому первый снаряд достигнет большей конечной высоты.

Возвращаясь к случаю двух ракет, рассмотрим две идентичных ракеты Φ и Φ'.

Предположим, что одна из них (Φ) имеет уже скорость на высоте y, а другая (Φ') еще находится на Земле и скорость ее нулевая.

Запустим теперь обе ракеты. Можно доказать, что при равных расходах горючего, первая будет лететь впереди второй. Действительно, когда скорость второго аппарата сравняется со скоростью первого, замедление благодаря сопротивлению воздуха второго сравняется (если не будет больше) с замедлением первого, тормозящее же действие силы тяготения будет у второго больше, чем у первого; поэтому первый будет лететь впереди и иметь еще преимущество с возрастанием высоты.

В результате при полете в воздухе, как и в пустоте, цилиндрическая ракета наибольшей длины полетит выше при равенстве масс или поднимет бóльшую массу при равенстве высот.

Кривая полного расхода горючего

Для случая цилиндра имеем

$$R/S = \rho v^2, \qquad (148)$$

что при цилиндрах с одинаковым $\overline{\omega}/S$ выражает кривую $(V,\ y)$, обладающую замечательными свойствами.

Действительно, мы видим, что скорость изменяется, возрастая. Допустим, что горение происходит до конца, т. е. M стремится к нулю. Высота при сгорании всего горючего будет ограниченной (и конечно, меньшей, чем в случае пустоты), если скорость делается бесконечно большей; при этом и отношение R/S станет бесконечно большим. Но наступит момент, когда $R/S > \rho v^2$ и ускорение станет отрицательным. *Итак, скорость не может увеличиваться более некоторой величины.*

С другой стороны, к концу горения, когда M стремится к 0, можно доказать, что если разность $\rho v^2 - (R/S)$ остается конечной (т. е. больше любого заданного малого числа), то скорость увеличится и будет больше заданной величины, что противоречит первой части рассуждений; итак, разность $\rho v^2 - (R/S)$ стремится к 0. Отсюда следующее заключение: уравнение $R/S = \rho v^2$ *представляет кривую полного сгорания*; все кривые сгорания стремятся к этой кривой.

В случае цилиндра, применяя обозначения, как и для полета в пустоте, получим

$$\frac{d^2y}{dt^2} = \frac{v - \frac{1}{\rho v}\frac{R}{S}}{T - t} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2} \tag{149}$$

и, полагая

$$t = \lambda T,$$

получим

$$\frac{dV}{d\lambda} = \frac{v - \frac{1}{\rho v}\frac{R}{S}}{1 - \lambda} - \frac{gT}{\left(1 - \frac{y}{a}\right)^2}\,. \tag{150}$$

Введем коэффициент k и положим

$$T = k\tau = kv/g\ (0 \leqslant k \leqslant 1). \tag{151}$$

Для определения R воспользуемся баллистическими формулами. Ускорение Γ выразим в системе CGS, понимая под ускорением замедление благодаря сопротивлению воздуха на снаряд массы p и при некотором фиктивном угле оживальности.

Имеем

$$R = p\Gamma. \tag{152}$$

По формуле Гавра

$$\Gamma = \Delta_0' \frac{a'^2}{p'} \sin\gamma\, e^{-hy} F(V)\cdot 100, \tag{153}$$

где $\Delta_0' = 1{,}208$ (масса в килограммах 1 м^3 воздуха у земли, Гавр); a' — диаметр (калибр) в метрах; p' — масса в килограммах; $h = 10^{-4}$.

В выражениях e^{-hy} и $F(V)$ y и V обозначены в метрах и в метрах за 1 с; имеем

$$\frac{R}{S} = \frac{400}{\pi}\frac{p}{p'}\left(\frac{a'}{a}\right)^2 \Delta_0' \sin\gamma e^{-hy} F(V),$$

где

$$a' = a/100; \quad p = 1000\,p'; \quad S = \pi a^2/4 \text{ см}; \quad a \text{ — в см.}$$

Поэтому

$$\frac{R}{S} = \frac{40}{\pi}\Delta_0' \sin\gamma e^{-hy} F(V). \tag{154}$$

Наше уравнение примет вид

$$\frac{dV}{d\lambda} = \frac{v - \dfrac{40}{\pi\rho v}\Delta_0' \sin\gamma e^{-hy} F(V)}{1-\lambda} - \frac{gT}{\left(1+\dfrac{y}{a}\right)^2}, \tag{155}$$

где все меры в CGS, за исключением y, V и $F(V)$, а длины в метрах.

Если выразить везде y, v и V в метрах и в метрах за 1 с, то уравнение получит вид

$$100\frac{dV}{d\lambda} = \frac{100v - \dfrac{40}{100\pi\rho v}\Delta_0' \sin\gamma\cdot e^{-hy} F(V)}{1-\lambda} - 981\frac{T}{\left(1+\dfrac{y}{a}\right)^2}, \tag{155'}$$

или

$$\frac{dV}{d\lambda} = \frac{v - \dfrac{4}{100\pi\rho v}\Delta_0' \sin\gamma\cdot e^{-hy} F(V)}{1-\lambda} - 9{,}81\frac{T}{\left(1+\dfrac{y}{a}\right)^2}, \tag{155''}$$

где ρ в CGS, $\Delta_0' = 1{,}208$ (или иное его значение в килограммах на 1 м³, соответствующее $y = 0$); y, a и V — длины в метрах.

Для $v = 2000$ м/с, $\rho = 1/4000$ получим коэффициент при $\sin\gamma\cdot e^{-hy} F(V)$ равным $4/(1000\,\pi\rho v)\,\Delta_0' = 3{,}0761\cdot 10^{-3}$.

При этом значении

$$\frac{dV}{d\lambda} = \frac{2000 - 3{,}076\cdot 10^{-3}\sin\gamma e^{-hy} F(V)}{1-\lambda} - 9{,}81\frac{T}{\left(1+\dfrac{y}{a}\right)^2}.$$

Как уже было выше сказано, цилиндрической ракетой называется такая, у которой площадь выброса газа постоянна; в конической же ракете эта площадь пропорциональна мощности двух третей оставшейся массы.

Однако, полагая в этом случае, что диаметр снаряда остается постоянным, было бы бесполезно выводить для него соответствующие формулы, так как неясно, как можно было бы изменять пло-

щадь горла сопла, каковое, в сущности, и определяет выходное сечение.

Подобное замечание относится и к экспоненциальной ракете. Кроме того, дальнейшие рассуждения относятся к частному случаю ракеты, более или менее приближающейся к коническому или экспоненциальному типу, точнее к последовательным цилиндрическим или составным ракетам. Для каждого из подобных случаев необходимо особое исследование.

Сопротивление воздуха

Предыдущие формулы установлены по баллистическим данным, функция же $F(V)$, фигурирующая в выражении R, еще не была определена. Хотя здесь имеют место скорости еще бо́льшие, чем в баллистике, однако, желая лишь приблизительно оценить явление, я применю обычную формулу авиации:

$$R = KSV^2 \quad [12]. \tag{156}$$

Эта формула дает лишь первое приближение и в дальнейшем должна быть изменена в зависимости от давления, температуры, влажности введением ряда коэффициентов. Кроме того, к несчастью, придется ввести еще коэффициент, довольно произвольный, для сравнения миделей [ракет] разного очертания, движущихся в воздухе.

Этот метод сравнения мне кажется ошибочным, так как аэродинамические свойства пластинки, движущейся ортогонально, зависят от ее размеров и от формы ее контуров; поэтому выбор за эталон квадратного сечения был бы совершенно произвольным.

Я предлагаю всегда сравнивать сопротивление движению снаряда в воздухе с количеством движения столба воздуха того же миделевого сечения, что и снаряд, и длиной, равной скорости движения снаряда в воздухе. Это сопротивление равно силе, получаемой при полном аннулировании количества движения относительно воздуха, который стал бы атаковать снаряд, если бы все молекулы воздуха двигались нормально относительно плоскости [миделя]. Это определение имеет то преимущество, что позволяет установить абсолютный коэффициент проникания по отношению к поперечному сечению снаряда.

Если бы такая форма была осуществлена, то ее сопротивление движению в воздухе выражалось бы в обычных аэродинамических единицах (кг, м, с):

$$R = (a/g)\, SV^2, \tag{157}$$

где $g = 9{,}81$ и a — вес в килограммах 1 м^3 воздуха в данном месте.

Так как я все меры выражаю в CGS, то эта формула примет вид

$$f = aSw^2, \tag{158}$$

где a выражает *массу* в граммах 1 см^3 воздуха в данном месте.

В баллистике принимают степень при w, увеличивающейся со скоростью и достигающей почти 4 при скорости, равной скорости звука. Я же оставляю тот вид формулы, который только что был приведен, как дающий более благоприятные результаты.

Для произвольной формы ракеты напишем

$$f = kaSw^2, \tag{159}$$

причем для эталонной формы $k = 1$.

В соответствии с опытами в аэродинамических лабораториях имеем

для плоскости $k = 0{,}70$;

для шара $k = 0{,}106$.

Если, как это и имеет место в нашем случае, снаряд движется со скоростью, значительно превышающей среднюю скорость движения молекул окружающего его газа, то можно считать, что за кормой его абсолютная пустота и что вся сила f получается, как результат сжатия газа перед носом снаряда. Тогда легко получить среднее давление; по (159) оно равно

$$p_m = f/S = kaw^2. \tag{160}$$

Называя через p наружное (общее) давление, получим степень сжатия газа:

$$p_m/p = (a/p)kw^2, \tag{161}$$

где

$$a/p = 1/pv = 1/RT. \tag{162}$$

Здесь R — частное от деления постоянной совершенного газа на его молекулярную массу [13], T — абсолютная температура; a и p — удельная масса и давление воздуха в рассматриваемом месте атмосферы в CGS.

Итак:

$$p_m/p = kw^2/RT. \tag{163}$$

Это замечательное выражение показывает, что в газе постоянной температуры степень сжатия зависит лишь от скорости, квадрату которой она пропорциональна, и, кроме того, эта степень сжатия не зависит от плотности газа в рассматриваемом месте.

Для определения температуры газа, которая получится перед снарядом, имеем выражение

$$\frac{T_m}{T} = \left(\frac{kw^2}{RT}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}, \tag{164}$$

или

$$T_m = T^{\frac{1}{\gamma}}\left(\frac{kw^2}{R}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}. \tag{165}$$

Формула показывает, что конечная температура увеличивается с увеличением температуры окружающего газа, но менее быстро, чем последняя; кроме того, эта *конечная температура не зависит от давления окружающего воздуха*. Поэтому неправильно говорить, что снаряд нагревается «трением о воздух», как это обычно говорят в отношении метеоритов. Само трение не могло бы произвести заметного эффекта так как оно является функцией первой степени, а не квадрата скорости; при больших скоростях влияние трения должно совершенно стушеваться перед живой силой воздуха, которая пропорциональна, по крайней мере, u^2 [14].

Нагревание является результатом сжатия, и оно вполне достаточно для нагревания метеоритов. Рассмотрим, например, движущееся тело с $k = 0{,}1$ (снаряд оживальной формы имеет k немного меньше, а метеорит — немного больше). Пусть $T = 250$ K, нагревание ΔT воздуха перед таким телом будет функцией скорости (табл. 6).

Таблица 6

w, км/с	1	2	3	5	7	10	50	100
$\Delta T°$	24	159	266	445	595	754	2390	3705

Из таблицы видно, что уже при скорости 2 км/с нагревание препятствует пребыванию в ракете живых существ; правда, продолжительность этого нагревания невелика и теплоемкость снаряда отчасти умеряет быстроту притока тепловой энергии. Кроме того, снаряд охлаждается у кормы, где воздух разрежен и более холоден.

Примечание 1. В аэронавтике принимают значения k более низкие; например, для обтекаемых тел, при моих единицах измерений, k доходит до 0,03. Однако следует заметить, что этот результат получается благодаря тому, что струйки среды сходятся сзади тела и развивают толкающую вперед силу. В результате эта сила ослабляет лобовое сопротивление, *но само по себе это сопротивление не уменьшается.*

При громадных скоростях, с которыми мы здесь имеем дело, превосходящими во много раз среднюю скорость молекул окружающего газа, можно не учитывать это ослабление работы проникания, так как струйки среды не успевают сомкнуться сзади снаряда. Наоборот, возможно, что острый нос снаряда, уменьшая относительную скорость удара молекул о снаряд, будет оказывать сильное действие как в смысле сопротивления проникании, так и в температурном отношении, сжимая воздух. Как бы то ни было, вряд ли возможно рассчитывать получить k, меньшее 0,5, и все же температура будет еще достаточно велика.

Примечание 2. Тот факт, что по формуле (165) температура не зависит от окружающего давления, позволяет думать, что ни одна пассажирская ракета никогда не сможет улететь с Земли, если только она не испарится. Если бы было так, то метеориты должны были бы воспламениться, прилетая из бесконечности, лишь на высоте около 120 км. Отсюда вывод, что одной скорости недостаточно для нагревания. Необходимо, чтобы было еще некоторое количество тепла [15].

В дальнейшем мы увидим, что энергия, производимая торможением при возвращении снаряда на Землю, достигает значительной величины лишь с высоты около 120 км, что соответствует высоте появления «падающих звезд».

Выше этого уровня ни энергия, ни тепло не развиваются. Если бы метеорит или снаряд были там слегка нагреты, они немедленно излучили бы в окружающее пространство количество тепла, равное ранее полученному, и более не нагревались бы.

Опыты с метеоритами нас в этом совершенно убеждают. Одна лишь цилиндрическая ракета, которая развивает максимальную скорость ниже 200 км, находится под угрозой нагрева. Коническая же ракета, которая достигнет максимальной скорости лишь на 9-кратной высоте, т. е. 1800 км, не подвергнется этой опасности, равно как и экспоненциальная ракета, за исключением случая $\Gamma = 10\,g$, которого следует избегать, как неудобного, и по другим соображениям.

На основании всех этих рассуждений можно сказать, что наличие сопротивления воздуха не изменит значительно результатов, выведенных для случая пустоты. Это происходит оттого, что ракета в противоположность пушечному снаряду не развивает быстро максимума скорости, но делает это постепенно. И за исключением двух упомянутых случаев, эта скорость делается очень большой лишь выше опасной зоны в 120 км, где плотность и сопротивление движению до того малы, что работа на преодоление их, несмотря на скорость, ничтожна.

Таким образом, ракета может служить аппаратом для полета в межпланетное пространство.

Глава III

ВОЗМОЖНЫЕ ПРИМЕНЕНИЯ РАКЕТ

Первым применением ракет может быть исследование высших слоев атмосферы.

Теория показывает, что содержание азота должно увеличиваться с высотой; на очень же больших высотах этот газ должен уступить место водороду. Выше же зоны водорода, основываясь на световых явлениях северных сияний, предполагают наличие еще более легкого газа. Газ этот, химически неизвестный и гипотетический, называют геокоронием.

Интересно исследовать зоны атмосферы выше 30 км, которых достигали баллоны-зонды.

При помощи ракет можно достичь любой высоты; трудно лишь будет получить достаточное количество столь разреженного газа. Правда, физики удовольствовались бы для изучения и малым его количеством.

Профессор Годдард в 1919 г. предложил другое применение ракеты, а именно — «выстрел в Луну», предполагая перебросить туда фунт магнезийного пороха (американский порох «Victor») и наблюдать вспышку его в телескоп.

Расчет бесспорно показывает, что этот опыт теоретически возможен. Американские газеты уже объявили, что подобная ракета готова и скоро полетит. Мне неизвестно, были ли проведены подобные опыты, достойные предприимчивости американцев. Пока о результатах их ничего не слышно.

При известных условиях эта задача разрешима. Как я полагал 15 лет назад и как это принял позднее и Годдард, скорость истечения газов не следует принимать более 2000 м/с. Табл. 5 показывает, что при малых ускорениях получаются неприемлемо большие отношения начальной и конечной масс. Наибольшее принятое мной ускорение равно $\Gamma = 10\,g$ допустимо для регистрирующих или для специально построенных фотоаппаратов, создание которых не повлечет непреодолимых затруднений. Для случая пустоты отношение масс равно 1 : 358,5, т. е. чтобы бросить в пространство конечную массу в 1 кг, необходимо иметь начальную массу в 358,5 кг, причем, однако, предполагается, что последняя состоит почти исключительно из горючего (я говорю «почти исключительно», так как в действительности горючее может дать скорость истечения, значительно большую 2000 м/с, и при расчете на эту скорость предполагалось, что аппарат мало разгружается от инертной массы по сравнению с горючим). Кроме того, я не учитываю нагревания, которое может иметь место при ускорении в $10\,g$.

Годдард в случае воздуха получил менее благоприятное, чем мое, число, а именно 602. Однако при переходе от теории к практике приходится сталкиваться с невероятными трудностями, даже допуская, как он и делает, что при умеренной принятой скорости вес окружающего газа равен лишь четверти веса воздуха. В результате на 1 кг конечной массы получается 43 кг веса оболочки и 558 кг горючего. Должен признаться, что я не представляю себе устройства подобного снаряда. Однако Годдард оперировал с порохом, дававшим 1238,5 кал на 1 кг, я же еще в 1912 г. в своей брошюре упоминал, что существуют горючие, более мощные. Я указывал тогда на порох, похожий на американский, но тогда же обращал внимание на смесь водорода с кислородом в соответствующей пропорции, которая дает 3860 ккал на 1 кг.

Для своего пороха Годдард из опытов получил $v = 2434$ м/с. Смесь же $H_2 + O_2$ может дать около 3400 м/с.

Однако здесь следует сделать оговорку. При большой степени расширения скорость истечения зависит главным образом от начальной температуры, а последняя, в свою очередь, зависит от быстроты диссоциации полученных продуктов горения. Проблема является весьма сложной. Для оценки результатов необходимо знать реакцию горения пороха Годдарда. Если продуктами горения являются пары воды и угольный ангидрид, то при этом происходит сильная диссоциация, в особенности у второго; если же получаются пары воды и окись углерода, то только первые из них дадут известную степень диссоциации.

Во всяком случае, диссоциация увеличивается столь быстро с температурой, что благодаря диссоциации температура значительно ослабляется. Например, при горении водорода с кислородом в определенной пропорции должен получиться водяной пар с температурой 5300—5400°, тогда как известно, что пламя кислородной горелки не дает температуру больше 2500° из-за потерь через лучеиспускание, и не менее известно, что ограничение возрастания температуры обязано диссоциации. На основании изложенного трудно ожидать, чтобы реакция $H_2 + O = H_2O$ обеспечила скорость выше 3000 м/с [16], что, однако, дает весьма значительное улучшение ракеты, несущей аппарат, при допущении $\Gamma = 5g$ (предел для нагревания). При этом отношение масс будет лишь 1 : 63, что облегчает постройку аппарата. Но можно достигнуть еще лучших результатов. Профессор Ленгмюр, работающий в «Американской всеобщей электрической компании», приготовлял атомарный водород и применял его для горелок по реакции $H + H = H_2$. Эта реакция выделяет теплоты на молекулу больше, чем при образовании паров воды и имеет преимущество, так как еще более понижает температуру диссоциации *. Окончательная молекулярная масса, в 9 раз более легкая, чем молекулярная масса воды, должна была бы давать огромное преимущество, если бы, к сожалению, громадная удельная теплота (3,8) не парализовала частично это преимущество, ограничивая теоретическую температуру в 9900°. Практический результат, в конце концов, зависит от диссоциации молекулярного водорода в водород атомарный. Если, по-видимому, она будет невелика при высоких температурах, то таким путем можно получить очень высокие температуры.

За неимением более точных данных пока будем считать, что скорость может достичь 10 000 м/с при предельной теоретической 12 000 м/с.

Тогда из табл. 5 получаем вполне приемлемые отношения масс даже при $\Gamma = 2g$.

---

* По различным данным я имею: 1) 75—80 кал на молекулу; 2) 90 кал при постоянном объеме и при 3000° и 3) 85 кал при постоянном давлении и при той же температуре. Я принимал наименьшую величину (75 кал).

Но остается еще вопрос, можно ли иметь атомарный водород в жидком виде? Не угрожает ли он опасностью взрыва? Не легко ли он детонирует? Удобно ли его хранить?

Я не имею ответа на эти вопросы[17].

Но даже в случае удовлетворительного ответа на них возникает трудность особого порядка, которую Годдард не предвидел и о которой я сейчас скажу.

Для преодоления земного тяготения требуется, чтобы снаряд развил скорость от 8000 до 11 200 м/с в зависимости от высоты полета. Эта скорость [11,19 км/с] равна той, которую развил бы снаряд, падая в то же место из бесконечности без начальной скорости.

Лунное тяготение значительно слабее земного. На поверхности Луны оно составляет лишь 0,165 земного. Радиус же Луны равен 0,273 земного. На расстоянии земного радиуса от центра Луны ускорение будет лишь $0{,}165 \cdot 0{,}273^2 = 0{,}01229$, т. е. немного более 0,01 ускорения на поверхности Земли. Это число показывает отношение масс двух планет.

Если будет допущена даже незначительная ошибка или в угле стрельбы, или в скорости в конце горения, ракета отклонится от намеченной траектории. Если целью является попадание в Луну и если угол прицела был достаточно хорош, то конечная скорость практически не будет играть роли, лишь бы она была взята с запасом. Следует заметить, что очень трудно получить точный угол прицела, если только место выстрела не выбрано так, чтобы Луна была в экваториальной зоне, где тангенциальная скорость, возникающая благодаря вращению Земли, равна около 463 м/с.

Эту скорость следует приложить к скорости ракеты относительно Земли, не считая еще влияния воздушных течений. Все это усложняет наводку.

В случае, если зенитный выстрел будет сделан на более высоких широтах, малейший избыток в конечной скорости заставит снаряд миновать Луну и унестись или в бесконечность, или упасть на невидимую с Земли сторону Луны.

Во всяком случае место падения ракеты на Луну даже при самых благоприятных условиях не может быть точно указано и весьма трудно заметить его в телескопы, как это предполагает и Годдард.

В письме, посланном Годдарду 16 июня 1920 г., я указывал на больший интерес посылки снаряда не на Луну, а вокруг Луны. Мы видим лишь одну сторону, и никто, пока существуют люди на Земле, не видел другой ее стороны. Было бы в высшей степени интересно сфотографировать эту другую сторону.

При этом появляются затруднения, которые я не предвидел в 1920 г. и которые я постараюсь оценить теперь.

Рассмотрим пока лишь симметричные ветви траектории, как это показано на рис. 4. Пусть эти ветви пересекают линию центров Земля—Луна LT под прямым углом в точке B.

Обозначим: M_0 — точку отправления на Земле; α — угол M_0TL; l — расстояние от B до лунной поверхности; W_0 — скорость при отправлении; я предполагаю, что эта скорость достигается в точке M_0 мгновенно; W_c — критическую скорость свободного полета в точке A.

Для того чтобы траектория прошла сзади Луны, нужно, чтобы угол α заключался в пределах 1° и 9°. Соответствующие скорости

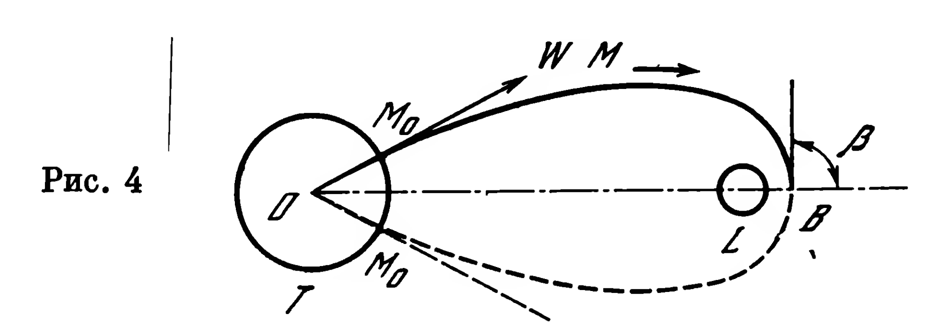


Рис. 4

будут W_0 от 0,99 до 1,0001 W_c; соответствующие значения l от 0 до бесконечности.

Таким образом, при изменении угла на 8° и скорости на 1%, расстояние, на котором снаряд пройдет сзади Луны, будет изменяться от 0 до бесконечности.

Для того чтобы траектория была симметрична относительно линии TB, необходимо весьма точно рассчитать угол α и скорость W_0.

Ошибка в бóльшую сторону приведет к тому, что снаряд не вернется на Землю. Ошибка в меньшую сторону заставит снаряд упасть на Луну.

Эти замечания указывают на значительные затруднения или даже на невозможность послать снаряд вокруг Луны, базируясь лишь на точности наводки и выборе скорости при отправлении.

Следует теперь исследовать вопрос, можно ли воспользоваться тормозящим влиянием атмосферы при возвращении снаряда на Землю, о чем я говорил еще в 1912 г.

Проведем соответствующий расчет.

Скорость снаряда, падающего на Землю из бесконечности без начальной скорости, равна

$$V^2 = 2g \cdot a^2/(a + y), \tag{190}$$

где a — радиус Земли и y — высота.

На высоте 200 км эта скорость равна 11 105 м/с.

Плотность атмосферы можно приблизительно выразить формулой

$$H = \zeta \ln \mu_0/\mu, \tag{191}$$

где μ_0 — обозначает удельную массу атмосферы у поверхности Земли, а μ — на высоте H.

В системе CGS имеем $\zeta = 10^6$, применимое для очень больших высот. Положим

$$z = H/\zeta; \tag{192}$$

тогда (191) дает

$$\mu = \mu_0 e^{-z}. \quad (193)$$

Ускорение будет

$$F = d^2H/dt^2 = \zeta\,(d^2z/dt^2). \quad (194)$$

Но F слагается из двух величин: одной, обязанной тяготению

$$f_1 = -Mg/(1 + y/a)^2 \quad (195)$$

и другой — сопротивлению воздуха

$$f_2 = k\mu S w^2 = k\mu_0 S w^2 e^{-z}. \quad (196)$$

Уравнение движения будет

$$\frac{d^2H}{dt^2} - \frac{k\mu_0 S}{M} w^2 e^{-z} - \frac{g}{\left(1 + \frac{y}{a}\right)^2} = 0, \quad (197)$$

где

$$w = \frac{dH}{dt} = \zeta \frac{dz}{dt} \text{ и } \frac{d^2H}{dt^2} = \zeta \frac{d^2z}{dt^2}. \quad (198)$$

Для упрощения положим

$$\frac{k\mu_0 S\zeta^2}{\zeta M} = A \quad \text{и} \quad \frac{g}{\zeta} = B; \quad (199)$$

тогда (197) напишется в виде

$$\frac{d^2z}{dt^2} = A\left(\frac{dz}{dt}\right)^2 e^{-z} + \frac{B}{\left(1 + \frac{\zeta}{a} z\right)^2}. \quad (200)$$

Это уравнение можно решить, но сложным путем. Заметим, что влияние сопротивления воздуха почти незаметно на высотах более 200 км. По этой причине я определил скорость, с которой снаряд приходит на эту высоту. Падает ли он с Луны или из бесконечности, его скорость разнится ненамного.

Ниже 200 км силу тяготения можно принять постоянной и в системе CGS равной 951; однако для упрощения можно даже пренебречь ею, что дает достаточно точное приближение.

Обозначим через z_0' скорость, с которой снаряд достигает высоты 200 км. Тогда уравнение (200), упрощенное, как сказано выше, легко интегрируется

$$\frac{d^2H}{dt^2} = A\zeta z_0'^2 e^{-2A(e^{-z} - e^{-z_0}) - z}. \quad (201)$$

В случае применения обычного парашюта при спуске ($k = 1$) $M/S = 2$ кг/м², замедление станет ощутимым лишь с высоты 150 км, где оно равно $1{,}8g$. К сожалению, ускорение быстро увеличивается и достигает максимума на высоте 91,5 км, где оно в 229 раз больше ускорения силы тяжести. Далее оно убывает с такой же быстротой, обращаясь в нуль на высоте 70 км.

Упомянутый максимум могут выдержать специальные приборы, но он гибелен для живых существ.

Для избежания этого я полагал, что можно было бы входить в атмосферу по касательной, используя плотность воздуха более равномерно. К сожалению, торможение начинается лишь с высоты 150 км и возрастает чрезвычайно быстро на длине в 80 км. Если траектория пойдет по касательной с высоты 150 км, то при пробеге в 1340 км и проходе этой высоты под углом 12°, ускорение увеличивается в 4,5 раз. Расчет показывает, что наибольшее замедление будет хоть и гораздо меньше предыдущего, но все же в 51 раз больше земного. Допуская угол спуска в 6°, получим ускорение, в 10 раз большее, и замедление около 23,4 g.

Я не знаю, как без принятия особых мер организм выдержит подобное (как на поверхности Солнца) увеличение силы тяжести, когда человек весом в 75 кг будет весить 1750 кг. Следовало бы пользоваться парашютами-автоматами переменной площади, которые начинали бы работать раньше, постепенно уменьшая свою поверхность.

Впрочем, и это требует такой точности при тангенциальном спуске, что ее достичь можно лишь при помощи управления ракетой добавочными взрывами. Однако более целесообразно было бы применить эти взрывы для торможения при спуске.

Рассмотрим теперь мощность торможения, отнесенную к 1 г массы аппарата. Она равна

$$(d^2H/dt^2)\,w = (d^2H/dt^2)(dH/dt) = (d^2H/dt^2)\zeta z', \tag{202}$$

откуда

$$p = A\zeta^2 z_0'^3 e^{-3A(e^{-z}-e^{-z_0})-z}. \tag{203}$$

Мощность достигнет максимума на высоте 95 км, т. е. немного большей той, где достигается максимум замедления, и равна громадной величине 14,8 кВт, т. е. около 20 л. с. на 1 г. Как уже сказано выше, торможение является результатом скорости. Воздух сжимается спереди парашюта, развивая давление 458 кг на 1 м^2, если парашют рассчитана на 2 кг/м^2 у Земли.

Это давление, соответствующее лишь 46 г на 1 см^2, весьма мало по абсолютной величине, но оно громадно по сравнению с давлением в том месте атмосферы, где оно создается. Легко выразить степень сжатия в функции z.

Давление спереди будет

$$p_m = \frac{M}{S}\frac{d^2H}{dt^2} = \frac{M}{S} A\zeta z_0'^2 e^{-2A(e^{-z}-e^{-z_0})-z}. \tag{204}$$

Давление же на высоте z равно

$$p = p_0 e^{-z}. \tag{205}$$

Отношение, или степень сжатия, будет

$$\frac{p_m}{p} = \frac{M}{Sp} A\zeta z'^2_0 e^{-2A(e^{-z}-e^{-z_0})} = \frac{k\mu_0}{p_0} w_0^2 e^{-2A(e^{-z}-e^{-z_0})} \tag{206}$$

или, когда z очень велико,

$$\frac{p_m}{p} = \frac{k\mu_0}{p_0} w_0^2. \tag{207}$$

Температура такого (мгновенно сжатого) газа будет

$$T_m = T\left(\frac{k\mu_0}{p_0} w_0^2\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}. \tag{208}$$

Подсчет дает степень сжатия в 1950, и при температуре наружного воздуха —50° температура сжатого перед парашютом газа достигнет 1730°. Нечего и говорить, что произойдет с парашютом при таких условиях.

Такой результат получается потому, что температура меняется не постепенно, но начиная с максимума в бесконечности при нулевом торможении уменьшается нечувствительно до начала торможения и резким скачком повышается при максимуме развитой мощности.

Вероятно, поэтому метеориты и не должны воспламеняться на высоте более 120 км, т. е. в зоне, где замечается их появление. На бóльших же высотах развиваемая ими мощность невелика, и температура соответствует лишь слабой теплоте, малой сравнительно с лучеиспусканием, недостаточной для разогревания метеорита.

Температура повышается лишь тогда, когда энергия торможения внезапно достигнет громадной величины. По расчету это происходит на высоте 120—130 км, где мощность достигает соответственно 1,25—3,55 кВт на 1 г. Эта энергия приложена лишь к передней поверхности парашюта, и потому концентрация ее на единицу массы еще больше. Она продолжает расти до высоты 80 км — зоны исчезновения «падающих звезд».

Указав на это замечательное совпадение, я обращаю внимание, что применение парашюта для торможения в атмосфере невозможно и нужно для торможения иметь средства на самом аппарате в виде контрдвигателя [18]. Обращаясь к числам, данным в конце первой главы, видим, что для наиболее благоприятного случая по табл. 5 надо иметь запас топлива в $3{,}24^2 = 10{,}5$ раз больше полезного груза или при $\Gamma = 2\,g$ в $4{,}36^2 = 19$ раз больше полезного груза.

Если полезный груз равен 1 т, то надо иметь при отправлении 10,5 или 19 т атомарного водорода, да и то в предельном случае, который в действительности неосуществим. Однако дело не так безнадежно. Оно лишь трудно осуществимо, особенно при работе с атомарным водородом, свойства которого нам неизвестны.

Глава IV

УСЛОВИЯ, НЕОБХОДИМЫЕ ДЛЯ ПЕРЕВОЗКИ ЖИВЫХ СУЩЕСТВ

Межпланетные аппараты

Выше я указал на возможность создать регистрирующие аппараты, способные выдержать ускорения в 10 g. Но тут возникает вопрос, какая же граница доступна для живых существ?

В этом отношении я уже имею опыт. В моих аэропланах я снабжал пилотов упругим поясом, отрегулированным так, что к концу его растяжения пилоты без вреда могли переносить ускорение, в 10 раз большее веса тела. Таким образом, с этой стороны как будто опасность будет устранена. Остается в силе вопрос о нагревании. Однако осторожнее ограничиться $\Gamma = 2\,g$. Применять смесь $H_2 + O_2$ нецелесообразно, и придется пользоваться атомарным водородом, свойства которого мы почти не знаем. Наконец, допустим, что и этот вопрос мы разрешили. Остаются еще другие трудности. Надо иметь запасы горючего для преодоления земного притяжения, кроме того, почти невозможно точно рассчитать полет вокруг Луны.

Эта смелая попытка, вероятно, повлечет за собой ряд неудобств, значение которых сейчас трудно оценить. Например, в момент прекращения тяги пассажиры испытают резкое ощущение перехода от ускорения в 2 g, которое само по себе тягостно, к отсутствию ускорения, которое также еще не испытано.

Условия пребывания в аппарате

Сохранение воздуха для дыхания. Мы имеем опыт с пребыванием в подводных лодках, и можно думать, что этот вопрос будет разрешен еще более удачно, особенно, когда мы будем располагать громадными количествами энергии, получаемой при разложении атомов, что дает новые способы химических реакций, действующих на самые атомы. Главной целью должно быть сохранение без потерь газовой массы в аппарате, который летит в пустоте. Здесь трудность, гораздо меньшая, чем если бы речь шла о поддержании пустоты внутри аппарата, двигающегося в газе, находящемся под давлением,— тогда громадные нарушения происходили бы при малых количествах проникнувшего в аппарат газа. В нашем же случае потери должны относиться лишь к массе газа, находящегося внутри аппарата под давлением.

Следует заметить, что аппарат можно наполнить атмосферой из чистого кислорода, что позволило бы понизить давление до $^1/_{10}$ атмосферного. Тогда потери будут еще меньше.

Поддержание необходимой температуры. Температура существует только там, где есть материя. Межзвездные пространства не столь обледенелы, как это часто думают. Мы знаем о низких температурах верхних слоев нашей атмосферы. Но как бы ни

были они разрежены, они все же имеют некоторую материю. Абсолютная же температура не может быть *ни холодной*, *ни теплой*.

Мы знаем, что теплота есть показатель молекулярного движения [19], и там, где нет молекул, не может быть и их движения.

В прежнем своем докладе я лишь кратко сказал, что изменять температуру аппарата можно, зачернив одну его поверхность и отполировав другую и поворачивая к Солнцу ту или иную сторону. Такими поворотами можно получить некоторую среднюю температуру, равную той, которую будет иметь в том же месте проводник тепла, вся поверхность которого обладает той же излучательной способностью, какова бы ни была ее степень [черноты]. Черное тело представляет частный случай. Для упрощения я называл эту температуру «температурой черного сферического проводника, подверженного влиянию солнечной радиации в данном месте». Эт та температура, которая как бы соответствует несуществующей температуре пустоты, и мы увидим, что в наших областях она сильно отличается от абсолютного нуля.

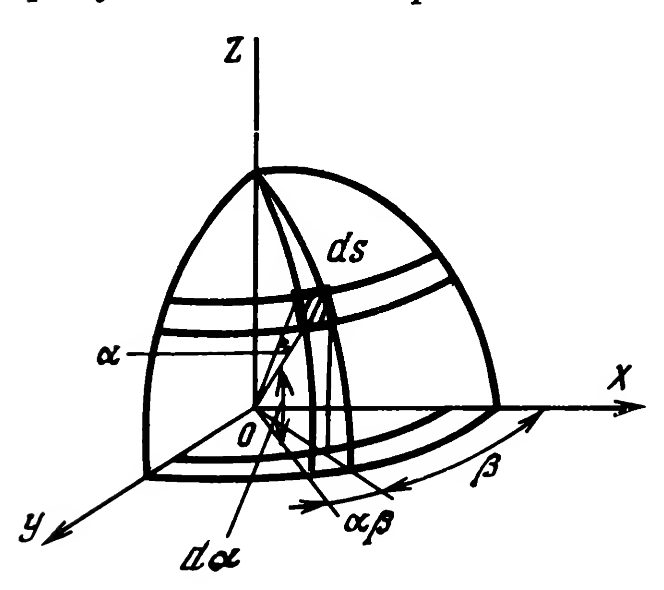


Рис. 5

Расчет температуры черного тела и предельных температур аппарата. Пусть имеется сферический проводник тепла (рис. 5). Его диаметр D и излучательная способность k. Проводник подвержен влиянию солнечной радиации в направлении z. Пусть ds — элемент поверхности сферы, определенный углами α, $\alpha + d\alpha$, β, $\beta + d\beta$; тогда имеем

$$ds = (D/2)d\alpha\ (D/2)\ d\beta\cos\alpha, \qquad (220)$$

откуда

$$ds = (D^2/4)\cos\alpha\ d\alpha\ d\beta. \qquad (221)$$

Назовем через σ — постоянную Стефана и через θ — абсолютную температуру Солнца. Количество тепла, которое элемент ds будет поглощать, если излучательная способность звезды равна 1, охватывая полусферу, будет

$$d\theta = k\sigma\theta^4 ds. \qquad (222)$$

Отраженное или рассеянное в пространстве количество тепла будет

$$d\theta_D = (1 - k)\ \sigma\theta^4 ds. \qquad (223)$$

Пусть γ будет телесный угол, под которым видно из сферы Солнце. Тогда элемент поверхности поглотит только

$$dq = dQ \frac{\gamma}{2\pi} \sin\alpha = k\sigma\theta^4 \frac{\gamma}{2\pi} \frac{D^2}{4} \sin\alpha\cos\alpha\, d\alpha\, d\beta. \quad (224)$$

Интегрируя в пределах от $\alpha = 0$ до $\pi/2$ и $\beta = 0$ до 2π, получим

$$q = k\sigma\theta^4 \frac{\gamma}{2\pi} \frac{D^2}{4} \left(\frac{\sin^2\alpha}{2}\right)_0^{\pi/2} 2\pi; \quad (225)$$

$$q = \frac{\pi D^2}{4} k\sigma\theta^4 \frac{\gamma}{2\pi}. \quad (226)$$

Но это представляет то же количество, которое поглощает плоский диск диаметром D, получающий нормально ту же радиацию.

Если абсолютная температура этой сферы T, она будет излучать всей поверхностью количество тепла

$$q' = \pi D^2 k\sigma T^4. \quad (227)$$

Равновесие будет, когда

$$q' = q, \quad (228)$$

т. е.

$$T^4 = \theta^4(\gamma/8\pi), \quad (229)$$

или

$$T = \sqrt[4]{\frac{\gamma}{8\pi}}\,\theta. \quad (230)$$

Близость Земли

Если сфера находится вблизи Земли, то из нее видно Солнце под углом 32′, т. е. под телесным углом

$$\gamma = \pi/4 \cdot 32'^2 = 0{,}2235^{\circ 2}. \quad (231)$$

С другой стороны, телесный угол 8π, равный удвоенной полной поверхности, соответствует $82506^{\circ 2}$. Таким образом

$$\gamma/8\pi = 0{,}2235/82506 = 2{,}709 \cdot 10^{-6}. \quad (232)$$

Принимая $\theta = 6300$ K, имеем

$$\theta^4 = 1{,}5753 \cdot 10^{15} \quad (233)$$

и

$$T^4 = 2{,}709 \cdot 10^{-6} \cdot 1{,}5753 \cdot 10^{15} = 4{,}267 \cdot 10^{9}, \quad (234)$$

откуда

$$T = 255{,}6 \text{ K} = -17{,}4^\circ \text{ C}. \quad (235)$$

Приведенные рассуждения могут быть применены и к земному шару. Допуская его среднюю температуру в 15° C или в 288 K,

видим, что разность поглощения атмосферой инфракрасного и видимого света составляет лишь 32,4°, т. е. около 12%. Таким образом, условия нашей жизни на поверхности Земли зависят в гораздо большей степени от Солнца, чем от самой Земли.

Жизнь могла бы продолжаться на Земле, если бы иссякла ее собственная внутренняя теплота, лишь бы продолжало Солнце сиять на небе. Наоборот, при отсутствии Солнца жизнь на Земле была бы невозможной под влиянием лишь ее собственной теплоты.

Пусть плоский диск диаметром D постоянно ориентирован нормально к солнечной радиации и опирается сзади на абсолютный непроводник тепла.

Тогда он получит тепла

$$q = \frac{\pi D^2}{4} k\sigma\theta^4 \frac{\gamma}{2\pi} \tag{236}$$

и излучит

$$q_1 = \frac{\pi D^2}{4} k\sigma\tau_M^4. \tag{237}$$

словие равновесия будет

$$\tau_M^4 = \theta^4 \frac{\gamma}{2\pi}, \tag{238}$$

т. е. [см. (227)]

$$\tau_M^4 = 4T^4. \tag{239}$$

Для расстояния до Земли это дает

$$\tau_M = \sqrt{2}\cdot T = 361{,}5 \text{ K} = 88{,}5° \text{ C}. \tag{240}$$

Если бы Земля была обращена к Солнцу всегда одной и той же стороной и если допустить излишек в 32,4°, получаемый от вышеупомянутых факторов, то в том месте земной поверхности, для которого Солнце стояло бы всегда в зените, температура была бы около 120° и море бы там кипело.

Отдадим теперь себе отчет о температуре τ_M с противоположной стороны.

При проникании внутрь земного шара температура возрастает на 1° на каждые 30 м [20]. Средняя проводимость скал на поверхности равна $300\cdot 10^{-5}$ CGS; поэтому расход тепла на 1 см² будет

$$q = (300\cdot 10^{-5}):3000 = 10^{-6}. \tag{241}$$

Закон Стефана дает

$$\tau^4 = q/\sigma = 10^{-6} : (1{,}39\cdot 10^{-12}) = 720000, \tag{242}$$

откуда

$$\tau = 29 \text{ K} = -244°\text{C}.$$

При этом вся атмосфера (за исключением гелия и водорода) замерзла бы, и никакая жизнь не была бы возможна.

Примечание: Полученные числа 88° и —244° должны примерно соответствовать крайним температурам на поверхности Луны на сторонах ее, обращенной к Солнцу и прямо противоположной, учитывая медленность вращения этой планеты [21].

Предположим теперь, что половина сферы покрыта слоем оксидированной меди с испускательной способностью $k = 0{,}85$, а другая половина — слоем полированного алюминия с $k' = 0{,}13$. Если эта последняя поверхность обращена к Солнцу, то она поглотит

$$q = \frac{\pi D^2}{4} k'\sigma\theta^4 \frac{\gamma}{2\pi} \tag{243}$$

и излучит

$$q_1' = \frac{\pi D^2}{4} k'\sigma T_m^4. \tag{244}$$

Другая же половина излучит

$$q_2' = \frac{\pi D^2}{4} k\sigma T_m^4. \tag{245}$$

Условие равновесия будет

$$q = q_1' + q_2' \tag{246}$$

или

$$T_m^4 = \frac{2k'}{k+k'}\theta^4 \frac{\gamma}{8\pi} = \frac{2k'}{k+k'} T^4, \tag{247}$$

откуда

$$T_m = T \sqrt[4]{\frac{2k'}{k+k'}}. \tag{248}$$

В нашем случае

$$T_m = 0{,}7178\ T = 183{,}4\ \text{K} = -89{,}6°\text{C}. \tag{249}$$

Если к Солнцу повернута зачерненная сторона, то, заменив k на k' и обратно, найдем:

$$T_m = 1{,}1478T = 293{,}4\ \text{K} = 20{,}4°\text{C}. \tag{250}$$

Таким образом, вблизи Земли легче достигнуть охлаждения, чем нагревания.

Близость Венеры

Рассмотрим теперь положение сферического аппарата вблизи Венеры, среднее расстояние которой от Солнца равно 0,72 расстояния от Земли. Телесный угол, под которым будет видно

Солнце, равен

$$\gamma_v = \gamma_T \left(\frac{1}{0,72}\right)^2 = 1,3887^2 \gamma_T, \tag{251}$$

$$T_v = \sqrt{1,3887} \cdot T_T = 1,1787 T_T = 301,1 \text{ К} = 28,1° \text{С}, \tag{252}$$

т. е. умеренную температуру. К ней, однако, следует добавить температуру, обязанную влиянию собственной теплоты Венеры. Она, вероятно, того же порядка, что и земная [22]. Таким образом, в среднем, на поверхности Венеры температура будет около 60°С, в результате чего происходит сильное парообразование и наличие плотной облачности. Это заключение совпадает с наблюдениями Венеры в телескоп и, в особенности, с ее альбедо [23].

Попутно я замечу, что невероятно, чтобы Венера была обращена к Солнцу постоянно одной и той же стороной. Если, действительно, умножить температуру, соответствующую земному расстоянию, на тот же коэффициент 1,1787, то получим 426 К = 153°С, к которым следует еще прибавить, как сказано выше, 32°. А это дает для места, над которым Солнце в зените,

$$+\ 185°\text{С}, \tag{253}$$

т. е. совершенно иное, чем для Земли.

Температуру диаметрально противоположной точки трудно определить, так как она зависит от внутреннего тепла планеты. Допуская его в удвоенном по сравнению с Землею количестве, получим 35 К = — 238°С. При таких условиях почти вся атмосфера должна спуститься и отвердеть на этой стороне. Однако наблюдения, сделанные при прохождении Венеры перед диском Солнца, показали, что она обладает атмосферой, и притом более густой, чем наша, и эта атмосфера способна производить почти двойную рефракцию. С другой стороны альбедо планеты соответствует слою свежевыпавшего снега или облакам, поэтому вероятнее всего, что она покрыта почти сплошными облаками. Возможно, и наша Земля, если на нее смотреть сверху, имеет подобный же вид.

Эти соображения заставляют думать, что дни и годы Венеры не равны земным. Для того чтобы она имела тот вид, который наблюдается, она должна вращаться вокруг своей оси со скоростью, по меньшей мере равной земной, но, вероятно, и значительно большей.

Возвращаясь к нашему аппарату, определим минимум и максимум температур по формулам (249) и (250), заменяя T через T_v. Получим

$$T_{v_m} = 216,1 \text{ К} = -56,9°\text{С} \quad \text{и} \quad T_{v_m} = 345,5 \text{ К} = 72,5°\text{С}. \tag{254}$$

На этот раз путешественникам легко согреться, и они должны даже принимать меры, чтобы не свариться.

Близость Марса

Вблизи Марса, расстояние которого от Солнца равно 1,52 земным,. аналогичные подсчеты дают

$$T_M = 207{,}3 \text{ K} = -65{,}7°\text{C},$$
$$T_{M_m} = 148{,}7 \text{ K} = -124{,}3°\text{C}, \quad (255)$$
$$T_{M_M} = 237{,}8 \text{ K} = -35{,}2°\text{C}.$$

На этот раз путешественники должны принимать меры, чтобы не замерзнуть. Для этого необходимо, чтобы стенки аппарата не проводили тепло и установить внутри приборы отопления.

Замечу, что Марс, диаметр которого значительно меньше земного, должен иметь и меньшую внутреннюю теплоту. Условия жизни на нем должны почти всецело зависеть от солнечной радиации. Средняя температура на нем около 65° ниже нуля, даже с учетом влияния атмосферы.

Кроме того, остается вопрос, образованы ли его полярные льды из углекислоты или из воды. Действительно, благодаря меньшему тяготению на его поверхности составные легкие части его атмосферы могли уже рассеяться в пространстве; водяной же пар является весьма легким газом. Во всяком случае, известно, что атмосфера планеты имеет очень малую плотность. Если бы Марс не вращался, то на стороне, обращенной к Солнцу, температура была бы

$$293 \text{ K} = 20°\text{C}. \quad (256)$$

Но он делает [один] оборот за 24 ч 37 мин. Новейшие измерения дают для упомянутой стороны

$$+7°\text{C} \; [24]. \quad (257)$$

Близость Меркурия

Подобным же образом получаем вблизи Меркурия:

$$T_{\text{merc}} = 409 \text{ K} = 136°\text{C}, \quad (258)$$
$$T_{\text{me}_m} = 239{,}5 \text{ K} = 20{,}5°.$$

Аппарат еще может здесь лететь, поворачиваясь к Солнцу лишь полированной стороной. Если форма аппарата будет похожей на артиллерийский снаряд, то можно было бы повернуть его к Солнцу минимальным сечением. Даже можно было бы еще больше приблизиться к Солнцу с принятием некоторых мер предосторожности.

Физиологическое действие уничтожения эффекта ускорения; искусственное ускорение

В докладе 1912 г. я уже указал на возможные физиологические эффекты уменьшения или уничтожения поля тяготения, которым будут подвергаться пассажиры. Здесь уместно указать на ошибку, которую делает Жюль Верн в книге «С Земли на Луну», когда он предполагает, что путешественники, раз они не погибли при взлете, испытывают ощущение нормальной тяжести все время, пока не прилетают в «нейтральную точку», где притяжения Луны и Земли сравниваются. В этот момент они стремительно летят к потолку аппарата.

В действительности, путешественники сначала, при взлете, будут раздавлены о пол аппарата, а затем, когда снаряд вылетит из пушки, будут сплющены о потолок его, так как он войдет в атмосферу с громадной скоростью.

Предположим даже, что сопротивление атмосферы не остановит снаряд. Тогда, будучи уже убитыми два раза, путешественники, хоть и обладая большой скоростью полета, окажутся в условиях падения в пустоте.

Ощущение во время падения не зависит от скорости, а лишь от ускорения. Когда тело свободно падает, т. е. когда оно не подвержено действию внешней силы, существа внутри его испытывают чувство падения независимо от направления и величины скорости этого падения.

Даже не выходя из пределов зоны земного тяготения, мы можем отдать себе отчет в тягостном чувстве, которое мы испытываем при ускоренном или замедленном ходе лифта. Дыхание замедляется и появляется чувство, что если так будет продолжаться, то и само сердце остановится. Будущие межпланетные путешественники мало будут иметь утешения в том, что, хоть сердце их и продолжало бы работать, но дыхание прекратилось бы. При падении с большой высоты в атмосфере (например, когда парашют долго не раскрывается) ощущение падения не может продолжаться долго, потому что падение быстро превращается в равномерное движение, благодаря уравновешиванию сопротивлением воздуха веса тела. Хоть падение и продолжается, но человек его не испытывает, так как оно происходит без ускорения. Ощущается лишь сильный ток воздуха, а не само падение.

Многим знакомы неприятные ощущения, которые возникают на носу или корме судна во время продольной качки. Небесполезно здесь коснуться деталей, поясняющих причину ощущения нормальной тяжести, когда каждая молекула нашего тела находится в поле тяготения и если сама по себе не движется, то только потому, что связана с соседними молекулами. Говоря проще, ощущение тяжести состоит в том, что мы чувствуем, как голова давит на плечи, плечи на поясницу, корпус на ноги, ноги на

ступни, ступни на землю, которая сопротивляется этому давлению, появление которого обязано ускорению тяготения.

Если опора в виде Земли исчезнет, то каждая молекула и каждый состоящий из них орган будут свободно подвергаться действию ускорения силы тяжести и все они начнут двигаться с одинаковой скоростью. Взаимодействие сил внутри тела прекратится, и, говоря проще, голова уже не будет давить на плечи, плечи на поясницу и т. д. и ноги не будут опираться на землю, которая исчезнет.

По-видимому, особое воздействие при этом будет оказано на гидростатическую систему полукружных каналов в ушах, которые служат органами ориентировки.

Поэтому следует весьма серьезно отнестись к факту уничтожения или сильного ослабления тяготения. Можно лишь надеяться, что люди, легко переносящие «морскую» и «воздушную» болезни, перенесут также и «межпланетную» болезнь. Еще с 1912 г., желая избавить путешественников от риска, связанного с отсутствием поля тяготения, я думал о создании такого поля при помощи двигателя аппарата. При этом путешественники сохраняли бы ощущение нормальной тяжести. Я тогда еще не был знаком с работами Эйнштейна, принцип общей относительности которого указывает на эквивалентность полей тяготения и ускорения.

Любопытно заметить, что переходя от способов передвижения по земле к авиации, а затем и астронавтике (звездоплаванию), мы переходим одновременно от средств передвижения с произвольной переменной скоростью к способу с постоянной скоростью и, в конце концов, к способу с постоянным ускорением.

Я уже упомянул, что такой способ движения с постоянным ускорением требует расхода энергии, гораздо большего, чем это нужно для получения свободного полета с Земли. Предполагается, что снаряд, достигнув известной скорости, далее летит без тяги. Вот этот-то переходный момент и опасен в физиологическом отношении. Однако я не имел возможности изложить решение этой задачи, которое состояло в постепенном уменьшении ускорения при помощи двигателя. Тогда можно постепенно приучить организм к переходу. Проверить же это можно будет лишь тогда, когда в нашем распоряжении окажется атомный двигатель и межпланетный корабль, что, к сожалению, еще далеко.

Управляемость аппарата

Этот вопрос был весьма скупо освещен в моем прежнем докладе из-за малого объема статьи. Однако он представляет большой интерес.

Для того чтобы снаряд следовал по прямолинейной траектории, необходимо, чтобы равнодействующая всех внешних дей-

ствующих на него сил имела постоянное направление и проходила через его центр тяжести.

В нашем случае равнодействующая тяги и реакции аппарата должна постоянно проходить через его центр тяжести. Однако это условие никогда не удастся соблюсти с математической точностью и, по необходимости, придется снабдить аппарат органами управления.

Первой моей мыслью было снабдить аппарат реактивным двигателем, который мог бы при помощи штурвала колебаться, по желанию пилота, во все стороны.

В этом случае и в противоположность тому, что имеет место в авиации, можно заставить штурвал двигаться автоматически при помощи маятника. Например, при уклонении ракеты с пути, электрический контакт перемещает реактивный двигатель в желаемом направлении. Само собой понятно, что если сила тяги проходит вне центра тяжести аппарата, то последний, благодаря моменту, изменит положение и траектория искривится. Можно производить подобные отклонения и по желанию, помещая по сторонам электрические контакты маятника так, чтобы положение равновесия последнего не соответствовало направлению тяги, параллельной скорости в известный момент.

Для воспрепятствования вращению аппарата вокруг направления скорости его полета можно применить тангенциальные ракеты. Если устройство аппарата таково, что на его поверхности имеются винтовые нарезки, сообщающие ему при взлете вращение в атмосфере, то при помощи упомянутых ракет этому вращению легко помешать.

Наконец, если начальное вращение не имеет места, то такими ракетами можно повернуть аппарат на желаемый угол или же для этого можно применить внутри электромотор с маховиком достаточного момента инерции. При пуске мотора в ход аппарат начнет вращаться в обратном направлении, причем угловые скорости обоих вращений будут обратно пропорциональны соответственным моментам инерции. При остановке мотора вращение аппарата также прекратится. Трение между ротором и статором этой операции не помешает.

Трудно сейчас предугадать все особенности, которые может представить двигатель, использующий разложение атомов. Может быть, там понадобятся иные способы управления, например, возможно применение нескольких реактивных двигателей, расположенных вне оси симметрии аппарата (например, по окружности данного диаметра). Можно заставить одни из этих аппаратов работать сильнее, а другие — слабее и т. п.

Как бы то ни было, аппарат в пустоте не окажется беспомощным. Законы механики ясно показывают, что можно сообщить ему тягу и управляемость, как земным повозкам, водным и воздушным кораблям. Главное состоит в том, чтобы получить в наше распоряжение новые мощные средства тяги.

Но допустим, что мы их получили. Какой расход энергии будет необходим и возможен? Решение первого вопроса зависит от решения второго.

Тело, падающее из бесконечности на планету, получит конечную скорость падения. Общий закон его движения будет

$$V^2 = 2g \cdot a^2/(a + g). \tag{259}$$

Для $y = 0$

$$V_a = -\sqrt{2ga}. \tag{260}$$

Для случая Земли в пределе имеем $V_{\lim} = 11\,180$ м/с.

С такой же скоростью надо бросить в зенит тело с Земли, чтобы оно не упало на Землю (без учета сопротивления воздуха). При удалении его в бесконечность скорость будет постепенно уменьшаться, стремясь к нулю.

Подсчитаем работу, затрачиваемую при этом телом в 1 кг. Если, вообще, вес тела на поверхности планеты равен p, а радиус ее a, то эта работа равна

$$\tau = pa. \tag{261}$$

Принимая радиус Земли в 6371 км, получим работу для тела массой в 1 кг:

$$\tau_1 = 6\,371\,000 \text{ кгм}, \tag{262}$$

или 14 940 ккал.

Напомню, что 1 кг пороха (fulmicoton et chlorate de potasse) дает 1420 больших калорий. 1 кг смеси водород + кислород в должной пропорции дает 3860 кал. 1 кг атомарного водорода дает 34 000 кал, т. е. в 8 раз больше, чем предыдущая смесь. 1 кг радия в течение своей жизни дает $2{,}9 \cdot 10^9$ больших калорий, т. е. в 85 000 раз больше. Наконец, согласно теории относительности, материя есть лишь устойчивый вид энергии с громадным ее запасом. 1 кг материи может быть эквивалентен $9{,}17 \cdot 10^{15}$ кгм, или $21{,}5 \cdot 10^{12}$ больших калорий, т. е. в 15 млрд. раз больше, чем упомянутый выше порох.

Когда в нашем распоряжении появятся такие источники энергии, тогда и путешествие будет происходить в иных условиях; различие этих условий напоминает разницу между современными спальными вагонами и первыми неприхотливыми железнодорожными повозками.

Если же в нашем распоряжении будет лишь смесь $H_2 + O_2$, то я не вижу возможности полетов, так как применять ускорение $\Gamma = 10\,g$ опасно при отправлении, а при возвращении возможно изжариться в атмосфере.

Даже в лучшем случае получим отношение масс

$$202^2 = 40\,000, \tag{263}$$

что неосуществимо.

Если бы мы могли располагать атомарным водородом, то, согласно табл. 5, аппарат, хотя и трудно, но все же осуществим. Однако здесь нельзя еще мечтать об автоматическом аппарате с приборами-автоматами, а лишь об аппарате с человеком-пилотом. Осторожнее принимать Г не более $2g$ во избежание риска нагрева при взлете. Для возможности же торможения при спуске и для управления в полете понадобится отношение масс в 20—25, что уже трудновато осуществить. Может быть, к этому времени мы будем располагать для постройки более удобным материалом — металлическим глициниумом (бериллий).

Теперь представим себе этот полет.

Допустим ускорение $\Gamma = 2g$ и скорость, необходимую для преодоления земного тяготения, 9 км/с на высоте 3185 км. Этой высоты мы достигнем за 12 мин 30 с. Далее аппарат будет лететь под влиянием лишь полученной скорости. Это — именно та граница, в которой резкая остановка тяги вызовет ощущение потери веса и вышеупомянутые физиологические явления. Пока допускаю, что мы перенесли их благополучно. Теперь наш аппарат летит по законам всемирного тяготения, подобно всякому другому небесному телу.

Продолжительность полета будет более или менее большой в зависимости от того, близко или далеко аппарат пройдет около Луны. Половинная продолжительность полета, конечно, будет больше того времени, которое необходимо для полета на Луну по прямой линии.

Изучение этого последнего случая позволяет сделать нам оценку полета и по искривленной траектории.

С момента прекращения тяги движение аппарата замедляется по закону

$$V = \sqrt{2\left(g\frac{a^2}{x} + 0{,}165g\frac{\rho^2}{y} + 0{,}820\cdot 10^6\right)}. \qquad (264)$$

В точке, где притяжения Луны и Земли сравниваются, эта скорость падает до минимальной:

$$V = 2030 \text{ м/с}. \qquad (265)$$

При подходе к поверхности Луны, она возрастает до

$$V = 3060 \text{ м/с}. \qquad (266)$$

Скорость же свободного падения на Луну из бесконечности равна

$$V = 2373 \text{ м/с}. \qquad (267)$$

Время, необходимое для прохождения второй части пути, можно приблизительно подсчитать, пренебрегая влиянием Луны, которое сравнительно ничтожно.

Это время равно тому, которое необходимо для свободного

падения на пути от Луны до места остановки тяги:

$$t = 48 \text{ ч } 30 \text{ мин}. \qquad (268)$$

В результате для пролета первой половины пути потребуется

$$12 \text{ мин} + 48 \text{ ч } 30 \text{ мин} = 48 \text{ ч } 42 \text{ мин}. \qquad (269)$$

На полет же туда и обратно понадобится около $4^1/_2$ сут.

Вычисленные выше скорости кажутся громадными по сравнению с теми, к которым мы привыкли, но очень скромны по отношению к скоростям небесных тел. Максимальная скорость в конце периода действия тяги равна 33 000 км/ч. В области же Луны она падает до 7000 км/ч, что является весьма скромным.

На обратном пути торможение следует начать в том же месте, где ранее прекратилась тяга, т. е. на высоте 3200 км. Парашют следует применять лишь почти перед приземлением (т. е. с высоты около 10 км).

Хоть мы пока можем надеяться на применение энергии $H + H = H_2$, все же должны ограничиться лишь исследованием Луны. Но и это уже большой успех, хоть и сопряженный с громадным риском. Не забудем, что мы предполагаем возможность обращения атомарного водорода в жидкость и сохранения его в этом состоянии, не опасаясь взрыва, т. е. предполагая все то, *о чем теперь пока мы ничего не знаем и что, к несчастью, кажется невероятным.*

Чтобы мечтать о дальнейшем, нам придется ждать, пока физики глубже изучат атом и способы воздействия на него. Эти знания пока лишь весьма примитивны и почти нулевого значения, если не считать опытов Резерфорда, которому удалось разложить несколько атомов азота. Хотя этот результат замечателен сам по себе, однако отсюда далеко еще до использования внутриатомной энергии в значительном количестве.

Разрушенный таким образом атом азота имел диаметр 0,000 000 028 см и массу 0,000 000 000 000 000 000 000 0233 г.

Отсюда ясно, какой далекий путь нам еще предстоит. Довольно трудно предвидеть, как пользоваться атомной энергией. Будет ли в некотором резервуаре заключен почти бесконечный запас этой энергии, которой мы сможем пользоваться без конца? Или же она окажется такой стойкой, что мы не сможем влиять на нее прямо, а должны для освобождения ее затрачивать известную работу. Итак, я не знаю этих способов и тем не менее надеюсь, что когда-нибудь мы овладеем этими источниками кинетической энергии мельчайших частиц, обладающих колоссальными скоростями, близкими к скорости света. Хотя ни энергия радия, ни в 10 000 раз бóльшая энергия самой материи еще нам недоступны, тем не менее посмотрим, что нас ожидает в случае покорения первой.

Пусть снаряд вылетает с $\Gamma = 1{,}1\,g$ и летит 37 мин, после чего получает требуемую скорость в направлении на Луну. Тогда скорости будут почти те же, что и ранее вычисленные.

Для того чтобы не разбиться о естественный спутник Земли, необходимо, согласно приблизительному расчету, на высоте 250 км от него начать контрвзрывы и сделать поворот снаряда днищем к Луне (ранее было сказано, как это производится). Продолжительность торможения будет около нескольких минут, так что, примерно, полная продолжительность полета туда будет 49 ч 11 мин.

Возвращение производится обратным порядком, оно гораздо легче, так как притяжение Луны составляет лишь 0,165 земного. Это означает, что аппарат весом на Земле 1000 кг на Луне будет весить лишь 165 кг. При обратном полете снова поворачиваем аппарат и начинаем торможение, как было сказано выше. Парашют применяется лишь при самом приземлении, когда скорость весьма уменьшилась.

Предполагая, что двигатель будет работать лишь 75 мин и что аппарат весит 1000 кг при отправлении, потребуется вес горючего 300 кг, а скорость истечения 150 000 м в 1 с. Это показывает, как мы еще далеки от осуществления полета даже при применении атомарного водорода. Попутно заметим, что атомный двигатель предполагается просто отбрасывающим газ соответственной температуры. Однако даже для наиболее легкого рабочего тела — атомарного водорода — упомянутая скорость может быть достигнута лишь при начальной температуре 315 000°, с другими телами она превысит 2 000 000°.

Более целесообразно было бы, чтобы атомный двигатель отбрасывал прямо электроны и положительные ионы. Интересно отдать себе отчет, каковы тогда будут мощности. Получим около 450 000 л. с. Задача сводится к тому, как сделать мотор такой мощности при полном весе аппарата в 1000 кг. Положим отдачу мотора в 3%, и это будет еще не так плохо. Скорость истечения ионов будет значительно ниже 150 000 м/с. Аппарат весом 1000 кг все же потребует веса горючего гораздо меньше 300 кг, хотя и отдача его будет хуже.

Предположим, что мы заставляем мотор работать и после достижения критической скорости, желая достичь и сохранить скорость 10 км/с. Наш полет направлен к наиболее близким к Земле планетам при наибольших их приближениях к ней. Тогда продолжительность путешествия будет:

на Венеру 42 000 000 км — 48 сут 14 ч;

на Марс 78 000 000 км — 90 сут 8 ч.

Следует заметить, что количество работы, затраченной на это путешествие, не будет очень превосходить то, которое необходимо для отлета с Земли. Действительно, раз аппарат перестал под-

вергаться значительному земному притяжению, уйдя на большое расстояние, он продолжает свой путь по инерции.

Таким образом, трудность заключается в преодолении земного притяжения, и раз она побеждена, то уже нетрудно достичь и удаленных и близких планет. Но это *при условии, что аппарат герметически закрыт и приспособлен для жилья в течение известного времени и при условии, что отсутствие поля тяготения не причиняет вреда живым организмам.*

Если же организм не может переносить подобных условий, то придется создать искусственное поле тяготения путем получения постоянного ускорения при помощи двигателя. И если будет достигнуто поле, отвечающее земному, то пасажиры не станут испытывать неудобств, где бы они ни находились, но, очевидно, такой прием потребует громадного расхода энергии и отдалит на еще больший срок возможность полета от современных и без того трудных условий.

Если принять закон движения тела, подверженного влиянию постоянной тяги при отлете с Земли, и если предположить, что до того момента, когда оно разовьет максимум скорости между Луной и Землей, все время продолжается ускорение, равное 10—11 земного, то и все маневры будут исполняться при этом же ускорении. Влиянием Луны вследствие его незначительности пренебрегаем. Тогда, согласно подсчету, аппарат должен быть перевернут на расстоянии от Земли в 29,5 ее радиусов, когда скорость равна 61 700 м/с. Далее начинаем тормозить его силой, равной его земному весу.

Время, необходимое для достижения Луны, равно 3 ч 27 мин.

В этом новом случае необходимая работа в предположении, что аппарат весит 1000 кг, из которых 300 кг горючего, достигает $67{,}2 \cdot 10^6$ кал на 1 кг топлива, т. е. в 131 раз больше, чем в первом случае.

Динамит в 47 300 раз слабее, но радий в 43,2 раза сильнее. Необходимая мощность будет

$$(857 \cdot 10^{10}) : (24\,000 \cdot 75) = 4\,760\,000 \text{ л. с.}$$

Предположим, что мы применим такой способ полета на ближайшие планеты, тогда продолжительность путешествия и максимальные скорости будут:

для Венеры 42 000 000 км — 35 ч 40 мин;
скорость 643 км/с = 2 320 000 км/час;

для Марса 78 000 000 км — 49 ч 20 мин;
скорость 885 км/с = 3 180 000 км/час.

Эти скорости на первый взгляд кажутся поразительными, но среди небесных тел мы имеем тело с подобной скоростью — комету Галлея.

Итак, только атомы могут доставить нам требуемые силы и скорости.

Глава V

ЗНАЧЕНИЕ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ПУТЕШЕСТВИЙ

Не следует ожидать, что у наших соседей мы откроем новые элементы. Гелий, найденный на Солнце тогда, когда он еще был неизвестен на Земле, позднее был открыт и на ней, и Солнце с химической точки зрения не дает нам того, чего мы не имеем в наших лабораториях. Далее, наши знания о законах радиоактивности позволяют думать, что на телах того же происхождения, как и Земля, содержание разных элементов должно быть почти таким же. И мало надежды не только на отыскание новых элементов, но даже и на более легкое нахождение тех, которые редки на Земле.

Какой же интерес представляет посещение иных светил? Подобный вопрос, конечно, зададут скептики со своей всегдашней саркастической усмешкой — такой же, какой они встречали появление паровых двигателей, автомобилей, и, уже на моей памяти, авиации. Они, может быть, найдут, что «на этот раз вопрос несколько иной». Конечно, «иной». Этим скептикам я отвечу так же, как не раз уже отвечал. Научные исследования, с виду совершенно бесполезные, в конце концов оказывались полезными в совершенно неожиданной форме.

Но и помимо такой непредвидимой пользы, межпланетные путешествия представляют громадный интерес.

Населены ли планеты живыми существами?

Жизнь является загадкой, волнующей нас более всего, так как мы сами являемся живыми существами и боремся за сохранение жизни с другими живыми существами.

Но мы знаем жизнь лишь в ее земных формах. Если бы мы узнали о внеземных формах жизни, разве не расширилось бы наше понимание о ней? Не нашли бы мы ответа на пока неразрешенные вопросы? Конечно, да.

Глава VI

ЧТО ТАКОЕ ЖИЗНЬ? [25]

Я думаю, что можно дать следующее определение: «Жизнь есть процесс, при котором известные химические соединения — „живая материя“ — постоянно растут за счет притока различных внешних химических соединений».

По-видимому, основным принципом жизни является ассимиляция, другие же носят характер вспомогательный. Рост и размножение клеток, которые, на первый взгляд, кажутся очень важными, по размышлении, оказываются скорее результатом равновесия осмотических давлений. Так, профессор Ледюк ставил опыты по размножению клеток некоторых соединений, которые,

однако, не считались живыми, так как в них не оказывалось действительной ассимиляции и бесконечного размножения.

Органическая химия получила такое название, чтобы показать ее отличие от химии минеральной. Теперь эта наука — лишь химия угля, и, будучи сама по себе сложной, все же не выходит из рамок общих законов химии и физикохимии.

Число природных органических тел, которые можно создать в лаборатории, значительно возросло с тех пор, как Марселен Бертло первым с помощью вольтовой дуги превратил ацетилен в бензин и получил при помощи «минерального» угля и водорода некоторую начальную субстанцию подобного рода. Он завещал сыну своему, Даниелю Бертло, сделать подобный же опыт при помощи ультрафиолетового света.

Можно думать, что жизнь на Земле возникла благодаря реакциям того порядка, которые происходили под влиянием света в эпоху, когда физические условия Земли делали эти, ныне невозможные, условия возможными.

Солнцу мы обязаны не только сохранением, но и зарождением жизни. Во всяком случае, такая трактовка показывает, что явления жизни весьма своеобразны, они — результат особых условий, благодаря которым возникает материя со специфическими свойствами, и все живые существа должны развиваться за счет этой материи. С этой точки зрения, казалось бы, маловероятно, чтобы столь исключительные условия могли повториться в другом месте, и будущие межпланетные путешественники вряд ли найдут жизнь и на других планетах [26].

Принцип коренного различия между жизнью и явлениями химии и физики еще столь прочно владеет умами, что для объяснения появления жизни на Земле предлагают или акт высшей воли, или перенос жизни с других планетных систем, как это проповедует Сванте Аррениус.

Теория последнего как будто решает вопрос, и я на ней остановлюсь.

Известно, что свет, встречая препятствие, производит на него давление, пропорциональное количеству световой энергии, получаемой в этом месте в секунду. В масштабе планеты это давление весьма мало, но если рассматривать весьма малые частицы, то отношение их поверхности к массе все более и более увеличивается — и наконец, наступает момент, когда давление света делается больше массы частицы.

Аррениус считает, что зародыши и споры, которые воздушными токами поднимаются в верхние слои атмосферы, благодаря малости их массы могут унестись в межпланетное пространство и достигнуть других миров. Таким образом, жизнь может переноситься световым давлением в мировом пространстве.

Эта теория, помимо своей поэтической привлекательности, опирается на понятие витализма, согласно которому жизнь, как особое явление, зависит от особых, глубоких причин, развивает-

ся сама по себе и не имеет ничего общего с другими явлениями природы.

Если гипотезу Аррениуса подвергнуть математическому анализу, то сейчас же представляются многочисленные возражения.

1. Рассмотрим шаровую частицу, состоящую из белой материи, отражающей 60% получаемого света, и предположим, что она находится на высоте около 200 км. Расчет показывает, что солнечная радиация произведет на частицу давление, равное ее весу при диаметре частицы не свыше 0,000 000 48 мм. Мы увидим далее, что этот размер соответствует величине молекулы, хотя большой, но несложной (хлороформ, benzène). Известные нам и видимые в микроскоп зародыши имеют диаметр в 300 раз больший,— следовательно, они не могут быть унесены от Земли световым давлением.

Мы не знаем зародышей, размером равных молекуле хлороформа, и мне кажется, что они не существуют. Столь малая масса не может заключать достаточное количество атомов для образования столь сложной органической материи, как протоплазма.

2. Если мы рассмотрим споры диаметром 0,0002 мм, то они могут подниматься в атмосфере двумя способами: броуновским движением или воздушными токами.

Расчет показывает, что если бы вся земная поверхность была покрыта такими спорами по одной на 1 $мм^2$, что составляло бы $5{,}1 \cdot 10^{20}$, то броуновское движение подняло бы на высоту 1 мм только 34 споры из миллиона, что все же представляет внушительную цифру: $17{,}3 \cdot 10^{14}$. Но далее идет резкое уменьшение — так, на высоту 4,8 мм будет поднята лишь одна спора, на 1 см — 10^{-24} и на 200 км — $10^{-400\,000\,000}$, т. е. 0.

Таким образом, бесполезно предполагать, что броуновское движение может поднять в высокие слои атмосферы хотя бы один зародыш. Если рассматривать частицы, диаметром в 300 раз меньшие (т. е. в 27 000 000 раз меньшие по весу), мы получим их распределение по высоте, как и для газа, что и естественно, так как такие размеры суть уже размеры молекул.

Как видим, с занимающей нас точки зрения этот случай не представляет интереса, так как *абсолютно невозможно*, чтобы живые зародыши были столь малы.

Очень высоко зародыши нормальных размеров могут поднять воздушные токи, но с высотой число зародышей будет очень быстро убывать. Я не имею, к сожалению, точных данных о числе их в кубическом сантиметре, но, по опытам Пастера, числа их на уровнях поля — на 850 м в Юре и на 2000 м в Монанвере — и у берега моря, покрытого льдом, будут равны соответственно 8, 5 и 1.

Предполагая экспоненциальный закон, получим

$$n/n_0 = e^{-0{,}608 \cdot 10^{-3} H}.$$

Тогда на высоте 11 км $n/n_0 = 0{,}00125$ (дальше увидим, почему я выбрал эту высоту) и на высоте 200 км — $1{,}6 \cdot 10^{-53}$. Так как воздух поля не содержит много зародышей в 1 $см^3$, то на высоте 200 км их совсем не будет (разве один на всю Землю).

Следует отметить, что Пастер указывает на наличие сильных ветров в низких местах, за исключением Монанвера. Приведенная пропорция в действительности должна быть выше, и потому число зародышей в единице объема на высоте должно быть еще меньше указанного на высоте горы.

Добавим еще следующее: до высоты 11 км изменение температуры, хоть и приближенно, следует закону адиабаты, что влечет за собой перемешивание воздуха по вертикали; выше же температура остается без перемен, что, по-видимому, исключает наличие вертикальных токов. Поэтому, допуская возможность поднятия зародышей до высоты 11 км, кажется маловероятным, чтобы они залетали выше.

3. Хоть каждое из приведенных возражений уже исключает возможность переноса зародышей, я все же иду дальше и выдвигаю гипотезу.

Пусть зародыш в 1000 раз меньших размеров поднялся на высоту 200 км и подпал под давление солнечной радиации, равное его весу, что, повторяю, неточно. Тогда частица упадет под углом 45° к вертикали. Чтобы она полетела прочь от Земли, необходимо диаметр ее уменьшить в 1000 или, по крайней мере, в 100 раз, но тогда мы выйдем уже из пределов размера молекул и даже атомов, и *отталкивания не будет*. Любопытно, что Аррениус указывает на это затруднение.

«Если,— говорит он,— спора диаметром 0,00016 мм заряжена $5 \cdot 10^{-10}$ электростатическими единицами, то поле в 140 В на 1 $м^2$ достаточно, чтобы преодолеть вес и поднять ее. Подобное электрическое поле почти нормально наблюдается на поверхности Земли в ясную погоду».

Однако на высоте 200 км давление атмосферы равно лишь двум миллиардным нормального и с высоты 60 км воздух, благодаря разрежению, перестает быть проводником. Таким образом, и последняя возможность отпадает.

4. Хотя это препятствие и непреодолимо, я хочу все же допустить, что зародыш покинул Землю и летит со все возрастающей скоростью. Расчет показывает, что если он отправился с Земли под давлением, равным его весу, то в пределе достигнет скорости в 1700 км/с. На Марс он прибудет со скоростью 1000 км/с.

Что произойдет, если зародыш прибудет в атмосферу планеты с такой скоростью? Можно отдать себе в этом отчет на основании следующих сравнений.

Рассмотрим спору диаметром 0,0002 мм, прибывающую из другой системы к Земле, и предположим, что солнечная радиация дала ей скорость лишь 170 км/с. Расчет показывает, что она начнет сильно тормозиться с высоты 200 км и это торможение достигнет

максимума на высоте 167 км, где будет в 53 000 раз больше ее веса. Полная остановка произойдет на высоте 156 км.

Чтобы дать представление о мощности этого торможения, укажу, что на высоте 171 км она соответствует 6000 кВт, или 92 000 л. с. на 1 г.

Частица в 300 раз меньшего диаметра подвергнется такой же участи, однако повторять подобные расчеты нет цели. Я предполагаю в будущем применить другой метод исследования. При полете снаряда воздух перед ним сжимается, и для того, чтобы получить указанное торможение, достаточно весьма малое по абсолютной величине давление, которое, однако, будет громадным в рассматриваемом месте. Но даже при простом адиабатическом сжатии воздух при этом нагревается до температуры в 45 000°. Можно без труда представить себе снаряд в таких условиях, даже если бо́льшая часть образовавшегося тепла поглотится самим воздухом.

Нам неизвестна плотность атмосферы Марса, но расчет показывает, что если она равна плотности земной атмосферы на высоте 100 км, т. е. равна 0,000 046 плотности у поверхности Земли, то все же спора сгорит. Если же плотность еще меньше, что невероятно, то спора, не сгорев в ней, разобьется при ударе о поверхность планеты.

Таким образом, оплодотворение Земли с Венеры, или Марса с Земли или Венеры лишено всякого основания. Аррениус в своем мемуаре не разъясняет этих затруднений.

5. Ультрафиолетовая радиация Солнца должна неминуемо убить зародыши, не предохраненные от этой радиации поглощающей ее атмосферой. Аррениус исследует этот вопрос и приходит к заключению, что даже при отсутствии водяных паров и кислорода некоторые зародыши не умирают. Однако проведенные опыты мне не кажутся исчерпывающими. Ультрафиолетовый свет сильно стерилизует. Следует проделать ряд опытов для доказательства того, что при известных условиях он теряет свою силу.

6. Аррениус не допускает возможности переноса зародышей на метеоритах, поверхность которых бывает спекшейся при падении. Но, может быть, зародыши сидят в глубоких порах, до которых жар еще не дошел? Я думаю, что Аррениус прав, отвергая эту возможность, так как происхождение болидов, во всяком случае, катастрофическое и, вероятно, все зародыши в них уже сгорели.

Даже если бы они и находились в их глубоких трещинах, они вспыхнули бы неминуемо под действием сильного торможения в атмосфере, и все живое на поверхности болида было бы сожжено.

Но Аррениус допускает возможность, что зародыши, блуждающие в пространстве, могут встретить «частицы пыли, по размерам в тысячу раз большие», летящие к Солнцу, по законам тяготения прилипнуть к их поверхности и путешествовать вместе с ними.

Я, признаюсь, не понимаю, как зародыш, летя со скоростью 1000 км/с, столкнется с пылевой частицей, не превратившись в пыль и не разбив ее, или, наконец, что произойдет при встрече, когда частица пыли летит к Солнцу, а спора — от Солнца.

7. Когда зародыши летят от одной небесной системы к другой, они находятся в мировом пространстве тысячи лет при температуре абсолютного нуля (—273°С) [27]. Как это подействует на них?

Аррениус — оптимист. Он думает, что простейшие существа (и, в особенности, споры) могут сопротивляться очень низким температурам и полагает, что скорость химических реакций понижается с температурой. И без того замедленные жизненные процессы зародышей еще более замедляются, они как бы засыпают «на 3 млн. лет при температуре —220°С, как днем при 10°». Он приводит в доказательство опыты, поставленные при —252°С в течение 20 ч и при —200°С в течение 6 месяцев. Однако последние 20° холода являются более опасными, чем первые 252°, так как между молекулярным движением, уменьшенным в 12 раз и доведенным до остановки, лежит пропасть, а между 6 месяцами и 3 млн. лет — пропасть еще больше.

8. Делаю последнее возражение, которое, кажется, еще никем не приводилось.

Допуская, что все предыдущие возражения отпадают, рассмотрим, какова будет вероятность того, что среди зародышей, покрывающих поверхность Земли по одному на 1 мм^2, один победоносно проникнет в иной мир. Эта возможность мне кажется нулевой. Но допустим даже, что частица оторвалась от Земли и летит в мировом пространстве.

Я уже показал, что она не может оплодотворить планету нашей системы. Предположим, что она летит к какой-нибудь звезде. Для определения вероятности встречи с ней следует взять отношение суммы всех телесных углов, под которыми видны все звезды к полному углу, т. е. к 4π.

Представление об этом отношении можно получить, сравнивая свет, падающий на Землю от всех видимых звезд, со светом Солнца, которое бы их заменило. Это соответствует для звезд полусферы блеску 92 000 солнц. Вероятность встречи со звездой будет порядка от $1{,}7\cdot10^{-13}$ до $4\cdot10^{-15}$. Но пойдем дальше и допустим, что спора летит к звезде в продолжение миллионов лет при температуре —273° С. Свет звезды будет ее постепенно останавливать и под влиянием его давления зародыш опишет вокруг звезды гиперболу и полетит дальше еще многие миллионы лет в ледяных межпланетных пространствах. Если звезда имеет холодные спутники, то встреча зародыша с ними вероятна, но, годятся ли условия этого спутника для жизни зародыша, в этом опять слабая уверенность.

Однако при этом необходимо, чтобы плоскость орбиты спутника проходила через линию пути зародыша, что опять-таки маловеро-

ятно. Наконец, необходимо, чтобы спутник сам находился на пути зародыша, что тоже маловероятно.

Встретив атмосферу спутника, спора, чтобы не сгореть, должна лететь не прямо к его центру, а косо в плоскости его орбиты в нужном направлении — так, чтобы принять скорость, равную скорости спутника по его орбите.

Вероятность всей совокупности этих обстоятельств равна произведению вероятностей каждого из них, и равна, пожалуй, вероятности поднятия кирпича на второй этаж при помощи броуновского движения. По мнению Жана Перрэна, нужно ждать $10^{10^{10}}$ лет, чтобы выпал один случай такого явления. По сравнению с этим временем времена геологические и даже период образования Солнечной системы — ничтожны.

Если бы число зародышей, приносимых светом на поверхность планеты, было громадным и если бы число планет, с которых уносились бы зародыши, также было бы велико, то, пожалуй, была бы слабая вероятность справедливости теории Аррениуса. Однако, приняв во внимание все сказанное, нужно признать, что число таких зародышей равно почти нулю и идея Аррениуса о панспермии невероятна.

Кроме того, по Аррениусу, в природе имеют место два вида материи — живая и неживая, чему я лично не верю. Каждое явление, рассматриваемое односторонне, кажется совершенно отличным от другого. Когда Фалес Милетский заметил, что янтарь при трении притягивает соломинки, он не сомневался, что и другие тела обладают подобным же свойством, но лишь в иной степени.

Даже в последние годы казалось, что радиоактивность есть лишь свойство радия. Теперь же считают, что всякая материя радиоактивна, даже если наши измерительные приборы этого и не обнаруживают. Признают самые разнообразные степени радиоактивности — от тел в 200 000 раз сильнее радия и до тел в 3 000 000 раз слабее урана.[2]

Трудно также отличить животных от растений. Например, некоторые растения — гелиотроп, турнесоль или дионея — обладают способностью закрывать свои листья над севшей на них мухой, прокалывать ее острыми шипами и съедать. Если же идти к более простым особям, то разница еще более стирается.

Мы узнаем разницу между вещами лишь на основании теории вероятности. Некоторые из этих вероятностей столь велики, что получают практическую достоверность. Например, я выпускаю карандаш из рук. Упадет ли он? Кинетическая теория газа отвечает: это не обязательно, но вероятность падения столь велика, что она едва может быть изображена в десятичной системе. Поэтому падение карандаша я считаю практически достоверным.

В отношении начала жизни я рассуждаю подобным же образом. Вероятность, чтобы столь распространенное явление, как жизнь, имело случайное начало, весьма мала. Поэтому я полагаю,

с малой вероятностью ошибиться, что это начало так же обычно (малоисключительно), как сама жизнь.

До изобретения микроскопа люди допускали самопроизвольное зарождение живых особей, не обнаруживая их в малых формах. После же изобретения микроскопа стали отрицать эту возможность, хотя и не видели еще всех живых особей ⟨...⟩ *.

Поразительна аналогия между живыми существами и кристаллами ⟨...⟩ *.

ЗАКЛЮЧЕНИЕ

Из всего сказанного видно, что мы еще далеки от осуществления межпланетных сообщений — и даже от полета на Луну. Если бы и удалось воспользоваться атомарным водородом как горючим, все же остается вопрос о конструкции двигателя, который должен работать при температуре по меньшей мере в 6000° и при скорости истечения газа около 10 км/с.

Каков будет вес пассажирского аппарата со всеми принадлежностями (добывание кислорода, поглощение CO_2 и пр.)? Как перенесет организм отсутствие поля тяготения? Не потребуется ли всегда создавать постоянное поле и какую долю земного оно должно составлять? Не понадобится для этого чрезмерного количества горючего? Может быть, для уменьшения запасов было бы полезно погрузить путешественников в состояние анестезии, например при помощи смеси закиси азота и кислорода, на все время полета. Межпланетные сообщения будут осуществлены без риска, когда мы будем располагать внутриатомной энергией.

К сожалению, несмотря на удивительный прогресс в этом отношении (именно в исследовании строения простейших атомов водорода и гелия), наука остановилась перед сложностью атома лития. Что же будет при изучении более сложных атомов? Возможно, что излучаемая внутриатомная энергия, подобно тепловой, будет утилизирована по принципам, аналогичным принципам Карно. Но даже и в этом случае она будет около 100 000 раз большей на единицу массы, чем в атомарном водороде. Если же мы овладеем всей энергией материи, которая еще в 10 000 раз больше, мы получим новые возможности вплоть до разрушения земного шара (вместе с нами).

Какая часть всех этих гипотез осуществима, трудно сказать. Желательно, во всяком случае, оказывать всемерное содействие исследованиям, клонящимся к осуществлению «астронавтики» — термин, предложенный Росни. Кроме того, я предложил моему другу Андрэ Гиршу вместе со мной учредить ежегодную премию Астрономического общества Франции. Эта ежегодная международная премия названа Rep — Hirch и будет присуждаема за

* Далее на нескольких страницах излагаются взгляды на происхождение жизни, которые во многом устарели и не имеют прямого отношения к ракетной технике (*Примеч. ред.*).

лучшую в году оригинальную техническую работу, способствующую приближению нас к одному из этапов астрономических знаний.

Для координирования работ мы просили Астрономическое общество учредить астронавтическую комиссию, которая занималась бы вопросами атомистики, преобразования элементов, создания атмосферы, пригодной для дыхания, созданием ультралегких сплавов, изучением физиологического воздействия изменения ускорений, конструированием аппаратов для межпланетной навигации и пр.

Подобно тому, как перед эпохой авиации некоторые исследователи, в особенности полковник Шарль Ренар, указывали, что авиация будет возможна при достижении определенной легкости мотора, точно так же и Астрономическое общество Франции должно способствовать освещению всех вопросов будущих полетов.

Нужно, чтобы все было готово к тому дню, когда физики предоставят в распоряжение человечества могущественную энергию, существование которой мы предвидим, если только непреодолимая неизбежность не заставит человека быть вечно пленником Земли.

Я надеюсь, что этот труд побудит и других исс.едователей заняться теми же вопросами и послужит им ориентиром в указании наиболее важных тем, нуждающихся в освещении.

ПРИЛОЖЕНИЕ

Предположим, что кривая горючего (V, y) по уравнению (121) продолжена до пересечения с критической кривой, соответствующей свободному полету.

Разделим y/a на последовательные интервалы. Пусть для одного из них: y_0 и y_1 — начальное и конечное значения y; $\Delta y = y_1 - y_0$ — амплитуда; V_0 и V_1 — начальная и конечная скорость; $V_m = (V_0 + V_1)/2$ — средняя скорость; Δt — время прохождения интервала.

Применим приближенную формулу

$$\Delta t = \Delta y / V_m. \qquad (127)$$

Для первого интервала эта формула дает дурной результат $(y_2 = 0;\ y_1)$, и поэтому для этого интервала я применю другую формулу, построенную следующим образом.

Пусть движение определено уравнением

$$d^2y/dt^2 = f(y); \qquad (128)$$

$$y = 0 \text{ и } dy/dt = 0 \text{ при } t = 0. \qquad (129)$$

Предположим, что функция $f(y)$ разлагается в ряд при $y = 0$ и что

$$f(0) \neq f'(0) \neq 0. \qquad (130)$$

Если положить $y = {}^1/_2 f(y_1)t^2$, (131)

то при $y_1 = y/6$ при значениях членов до t^6 имеем

$$y = {}^1/_2 f(y/6)\, t^2, \tag{132}$$

откуда

$$t = \sqrt{\frac{2y}{f\left(\frac{y}{6}\right)}}. \tag{133}$$

Но на основании (115)

$$t = \sqrt{\frac{2g}{\frac{g}{k} - \left(\frac{g}{1 + \frac{y}{6a}}\right)^2}}, \tag{134}$$

или

$$t = \sqrt{\frac{y}{\frac{2}{gk}\,\frac{1}{\left(1 + \frac{y}{6a}\right)^2}}}. \tag{134'}$$

Другой приближенный метод. На основании уравнения (115) и замечая, что все время горения $y < a$, т. е.

$$y/a < 1, \tag{135}$$

имеем

$$1/(1 + y/a)^2 = 1 - 2y/a + \ldots, \tag{136}$$

или

$$d^2y/dt^2 = g\,(1/k - 1 + 2y/a - \ldots) \quad (137$$

и сохраняем лишь написанные члены. Положим $y/a = z$.

Тогда

$$d^2z/dt^2 = g/a\,(1/k - 1 + 2z - \ldots). \quad (138$$

Данное приближение тем лучше, чем меньше k.

Это линейное уравнение второго порядка по отношению к z. Решение его, учитывая начальные условия

$$z_0 = 0, \qquad dz/dt = 0,$$

есть

$$z = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{k} - 1\right)\left[\frac{e^{t\sqrt{\frac{2g}{a}}} + e^{-t\sqrt{\frac{2g}{a}}}}{2} - 1\right]. \tag{139}$$

Упростим его, полагая

$$u = e^{t\sqrt{\frac{2g}{a}}}; \qquad (140)$$

тогда

$$z = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{k} - 1\right)\left[\frac{u + \frac{1}{u}}{2} - 1\right]; \qquad y = az; \qquad (141)$$

$$\frac{dz}{dt} = \frac{1}{2}\left(\frac{1}{k} - 1\right)\sqrt{\frac{2g}{a}}\left[\frac{u - \frac{1}{u}}{2}\right]; \qquad V = a\,\frac{dz}{dt}; \qquad (142)$$

$$\ln\frac{M_0}{M} = \frac{1}{k\tau} = \frac{1}{kv}\sqrt{\frac{ag}{2}}\ln u. \qquad (143)$$

Чтобы определить критические элементы, достаточно положить

$$z = z_0 = k. \qquad (144)$$

При этом получаем достаточно простые выражения.

ДОКЛАД ГЕНЕРАЛУ ФЕРРЬЕ, ПРЕДСЕДАТЕЛЮ КОМИССИИ ПО АСТРОНАВТИКЕ [1]

Мой дорогой генерал и председатель!

Представляю Вам при сем обещанную мной работу по вопросу о возможностях бомбардировки ракетами удаленных целей.

В процессе исследования этих снарядов я убедился в возможности с их помощью производить бомбардировки объектов, удаленных на несколько сотен километров, с таким темпом стрельбы, что за несколько часов можно будет доставить к цели много тысяч тонн снарядов. Кроме того, необходимые наземные установки не потребовали бы значительных затрат и, безусловно, были бы много дешевле, чем в случае, если доставка будет производиться самолетами. Я уже не говорю о пушках, которые вообще не могут обеспечить подобную дальность стрельбы.

Впрочем, можно легко обнаружить место, где я прервал мое изложение [см. с. 363, после формулы (155)[2]].

С того времени, когда я впервые заметил вышеуказанные опасные возможности, я был очень смущен тем, что мне повелевал мой долг, и я прежде всего предпочел сохранять одновременно молчание и секретность, поскольку, чтобы защитить нас от возможного нападения немцев с применением этого оружия, у нас не было никаких других средств, кроме как заранее готовить ответный удар по густонаселенной промышленной Рурской области большой протяженности, обстрел которой не потребует большой точности стрельбы, или же по горнопромышленной области Вестфалии. К сожалению, подобная подготовка не могла быть проведена без одобрения парламента, что означало бы включение общественности в бесконечные и бесплодные прения, которые лишь привлекли бы внимание немцев, которые не стали бы разговаривать, а приступили бы к действиям.

Если бы я выступил сам по этому вопросу, то я только усилил бы опасность вместо того, чтобы ее ослабить.

В настоящее время обстановка изменилась: после того, как пресса предала огласке мою работу по исследованию ракетами высоких слоев атмосферы, я получил из разных стран большое количество писем, из которых узнал о многих неизвестных мне ранее исследовательских работах.

Среди многочисленных сообщений, не имеющих научной ценности, выделяются несколько таких работ, которые, бесспорно, отражают весьма серьезную техническую осведомленность. Кроме того, я нашел довольно полную библиографию по интересующему вопросу в номере от 28 сентября 1927 г. немецкого журнала «Flugsport», которую я прилагаю к настоящему докладу и в которой я подчеркнул некоторые работы, представляющиеся наиболее интересными, а именно:

работы Годдарда (1915—1918—1919), единственные, о которых я знал перед публикацией моего труда;

работу профессора Гомана, отличающуюся особенно серьезной трактовкой вопроса;

работу Оберта, написанную на менее высоком уровне;

работу профессора Лоренца, который слишком поспешно объявил об отрицательных результатах как о единственно возможных.

Мне хочется добавить к этому, что в настоящее время в Вене учреждено общество под названием «Verein für Raumschiffarht» («Общество межпланетных сообщений»), издающее ежемесячный журнал «Die Rakete» («Ракета»). В этом журнале я нашел, наряду с напыщенными и не имеющими технической ценности статьями Макса Валье (человека на автомобиле с ракетным двигателем, о котором много пишут журналы), вполне серьезные работы ряда авторов. Из этого же журнала я узнал, что при лаборатории машин Высшего технического училища в Бреслау (Maschinen Laboratorium der Technischen Hochschule) существует лаборатория, фото которой помещено на обложке январского номера 1928 г. В лаборатории ведутся измерения реактивной тяги ракет, снабженных сужающимися и расширяющимися соплами.

В том же номере помещены диаграммы, из которых следует, что такая ракета могла бы подняться на высоту 1770 м вместо 110 м, достигаемых ракетой с простым соплом.

Хоть все это производит впечатление, что люди занимаются такими исследованиями, не ставя перед собой какой-либо злонамеренной цели, все же нельзя представить, что они не отдавали себе отчета в огромных возможностях военного применения, которые придадут ракетам последние усовершенствования. Эти возможности я изложу в моем техническом докладе.

В этих условиях мой долг заключается в другом: теперь необходимо ознакомить правительство моей страны со страшной опасностью, которая угрожает такому городу, как Париж. В дальнейшем я покажу, что *его население могло бы быть полностью уничтожено за несколько часов*, причем, поскольку город связан со всеми территориями, эта катастрофа мгновенно и полностью парализовала бы всю страну.

Настоящую работу я Вам направляю, мой генерал, будучи уверенным, что она окажется в надежных руках, и прошу Вас при

передаче полностью обеспечить ту степень секретности, которую Вы сочтете нужной.

Для лучшего понимания последующего изложения я прошу обратиться сперва к началу моего доклада «Исследование верхних слоев атмосферы при помощи ракеты и возможность межпланетных путешествий» и ознакомиться с главой I, в которой приводятся обозначения и устанавливается терминология, а также с главой II, относящейся к полету ракеты в воздушном пространстве.

После этого предварительного ознакомления изучение различных невертикальных траекторий будет вестись в порядке, указанном ниже.

ЦИЛИНДРИЧЕСКАЯ РАКЕТА

1. Траектория в безвоздушном пространстве

Предположим, что при старте ракета направляется пусковой установкой, и будем различать на траектории три участка: 1) прямолинейный участок OA, относящийся к запуску ракеты, 2) дугу AB, на которой продолжается горение топлива, 3) дугу параболы BC, соответствующую полету ракеты, запущенной в точке B со скоростью, геометрически равной скорости, приобретенной ракетой в этой точке.

Предположим также, что во время горения топлива ось ракеты (и, следовательно, сила тяги) остается касательной к траектории, которая будет плоской по причине симметрии.

Обозначения:

t — время, отсчитываемое от момента старта в точке O;

T — общая продолжительность горения [топлива];

x, y — координаты ракеты (ее центра тяжести);

s — длина дуги;

ρ — радиус кривизны;

τ — наклон касательной к горизонтали;

$\tau_0 = \alpha$ — начальный угол запуска;

V — скорость [ракеты];

M — активная масса ракеты [т. е. масса топлива, использованная за время T];

μ — удельная масса газа, выброшенного со скоростью v;

S — сечение ракеты [мидель];

$\lambda = [t/T]$ — относительное время горения топлива [3] [или также доля сгоревшего топлива от начального веса ракеты];

K — коэффициент, равный $1/\lambda$;

g — ускорение силы тяжести.

Мы намерены изучить следующие вопросы: форму траектории и размеры ее основных элементов; закон скоростей и времен, причем в качестве параметра будет взята величина λ.

Напоминание. Сила тяги $= (v \cdot dm/dt)$, где v — скорость истечения $[dm = dM]$.

Дифференциальные уравнения движения

$$M \cdot dV/dt = -v \cdot dM/dt - Mg \sin \tau; \qquad (1)$$

$$M \cdot V^2/\rho = E_n = Mg \cos \tau, \qquad (2)$$

или, разделив на M,

$$\partial V/dt = -v/M \cdot dM/dt - g \sin \tau; \qquad (1')$$

$$V^2/\rho = g \cos \tau. \qquad (2')$$

Закон массы цилиндрической ракеты

$$M = \mu S v (T - t), \qquad (3)$$

откуда

$$-v/M \cdot dM/dt = v/(T - t)^{[4]}. \qquad (4)$$

Подставив это в (1′), получаем

$$dV/dt = v/(T - t) - g \sin \tau. \qquad (1'')$$

Радиус кривизны

$$\rho = -ds/d\tau \qquad (5)$$

знак минус, так как τ убывает или, так как

$$V = ds/dt, \qquad (6)$$

то

$$\rho = -(ds/d\tau) : (d\tau/dt) = -V/(d\tau/dt). \qquad (7)$$

Вместо (2′) получаем

$$V (d\tau/dt) = -g \cos \tau. \qquad (2'')$$

Резюме. Для s, V, τ и t имеем систему трех дифференциальных уравнений:

$$\frac{ds}{dt} = V;$$

$$\frac{dV}{dt} = \frac{v}{T - t} - g \sin \tau; \qquad (8)$$

$$\frac{d\tau}{dt} = -\frac{g}{V} \cos \tau,$$

к которым следует добавить

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \tau; \qquad (9)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \tau.$$

В соответствии с тем, что сказано в книге Робера Эсно-Пельтри, поскольку v меньше или равно 2000 м/с, высота подъема такова, что изменения g ничтожно малы, поэтому примем

$$g = 9{,}81 \text{ м/с}^2. \tag{10}$$

Два последних уравнения группы (8) позволяют вычислить V и τ, как функции времени; первое уравнение (8) позволяет определить s, а уравнения (9) — x и y. При этом имеем

$$dx = ds \cos \tau; \tag{11}$$
$$dy = ds \sin \tau.$$

Специальное исследование движения. Из определения величины λ вытекает, что

$$t = T\lambda = k \cdot v/g \cdot \lambda, \tag{12}$$

и, следовательно, из уравнений (8) имеем [5]

$$\frac{ds}{d\lambda} = K \frac{v}{g} V;$$
$$\frac{dV}{d\lambda} = v \left(\frac{1}{1-\lambda} - K \sin \tau\right); \tag{13}$$
$$\frac{d\tau}{d\lambda} = - K \frac{v}{V} \cos \tau.$$

До сих пор τ было выражено в радианах. Если мы хотим выразить его в градусах, то получаем

$$\frac{ds}{d\lambda} = K \frac{v}{g} V;$$
$$\frac{dV}{d\lambda} = v \left(\frac{1}{1-\lambda} - K \sin \tau\right); \tag{14}$$
$$\frac{d\tau}{d\lambda} = - \frac{180}{\pi} K \frac{v}{V} \cos \tau.$$

Примем

$$180/\pi = 57{,}3. \tag{15}$$

Для дальнейших исследований примем

$$K = 0{,}1;$$
$$v = 2000 \text{ м/с}.$$

1-я фаза. Предположим, что снаряд управляется на отрезке a длиной около 450 м и будем пренебрегать трением.

Во время этой фазы

$$\tau = \alpha = \text{const}.$$

Два первых уравнения (14) будут иметь вид

$$\frac{ds}{d\lambda} = K\frac{v}{g}V;$$
$$\frac{dV}{d\lambda} = v\left(\frac{1}{1-\lambda} - K\sin\alpha\right). \qquad (16)$$

Последнее уравнение легко интегрируется и дает

$$V = v\left(\ln\frac{1}{1-\lambda} - K\sin\alpha\cdot\lambda\right). \qquad (17)$$

Подставляя это значение в первое уравнение системы (14), имеем

$$\frac{ds}{d\lambda} = K\frac{v^2}{g}\left(\ln\frac{1}{1-\lambda} - K\sin\alpha\cdot\lambda\right) \qquad (18)$$

и, после интегрирования,

$$s = K\frac{v^2}{g}\left[\lambda - \frac{1}{2}K\sin\alpha\cdot\lambda^2 - (1-\lambda)\ln\frac{1}{1-\lambda}\right]. \qquad (19)$$

Затем примем $\alpha = 52°$ (такой выбор основан на ряде опытов, этот угол вылета в конце горения соответствует оптимальному для скорости наклону 45°).

Следует также установить значение λ в конце этой фазы. После нескольких проб мы остановились на величине $\lambda = 0{,}15$.

После этого можно произвести вычисления. Поскольку здесь τ известно, мы начнем с вычисления s, т. е. длины начального пути при запуске, в конце которого ракета должна получить скорость примерно 500 м/с.

Вычисление s. Имеем $K = 0{,}1$; $\lambda = 0{,}15$; $\alpha = 52°$; $V = 2000$; $g = 9{,}81$; $\sin\alpha = 0{,}78803$

$$1/2K\sin\alpha\cdot\lambda^2 + (1-\lambda)\ln 1/(1-\lambda) = 0{,}0008865 + $$
$$+ 0{,}1381411 = 0{,}1390276;$$
$$\lambda - 0{,}1390776 = 0{,}15 - 0{,}1390276 = 0{,}0109724;$$
$$S = Kv^2/g\cdot 0{,}0109724 = 40774{,}8\cdot 0{,}0109724 = 447{,}4.$$

Следовательно, длина пути при запуске должна равняться 447,4 м.

Вычисление V. Мы имели

$$V = v\left(\ln\frac{1}{1-\lambda} - K\sin\alpha\cdot\lambda\right); \qquad (17)$$

$$\ln 1/(1-\lambda) - K\sin\alpha\cdot\lambda = 0{,}16251893 - 0{,}01182015 =$$
$$= 0{,}15069878;$$
$$V = 2000\cdot 0{,}15069870 = 301{,}4 \text{ м/с}.$$

Таким образом, начальная скорость при переходе ко второму участку траектории будет $V_0 = 301{,}4$ м/с.

2-й участок [фаза] траектории. Исследование этой фазы

имеет много общего с решением баллистической задачи, от которой оно отличается только законом замедления. Вместе с моим сотрудником Маркусом, ученым вычислителем комиссии Гавра, мы применили наш метод к методу G.H.M. (Ганье, Хааг, Маркус), используемому в этой комиссии.

Мы поступали следующим образом.

Необходимо решить систему уравнений:

$$\frac{ds}{d\lambda} = K\frac{v}{g}V;$$

$$\frac{dV}{d\lambda} = v\left(\frac{1}{1-\lambda} - K\sin\tau\right); \quad (14)$$

$$\frac{d\tau}{d\lambda} = -\frac{180}{\pi}K\frac{v}{V}\cos\tau;$$

$$dx = ds\cos\tau; \quad (11)$$

$$dy = ds\sin\tau.$$

В последующем индексы 0 и 1 означают, что рассматриваемые величины относятся соответственно к началу и к концу дуги. Если e представляет один из элементов x, y, ..., то положим

$$DE = e_1 - e_0, \quad (20)$$

за исключением τ, которое непрерывно убывает и для которого мы положим $D\tau = \tau_0 - \tau_1$.

Интегрируя два последних уравнения группы (14) приближенным способом, получаем:

$$DV = v\left(\ln\frac{1-\lambda_0}{1-\lambda_1} - K\frac{\sin\tau_0 + \sin\tau_1}{2}D\lambda\right); \quad (21)$$

$$D\tau = 57{,}3Kv\left(\frac{\frac{\cos\tau_0 + \cos\tau_1}{2}}{\frac{V_0 + V_1}{2}}\right)D\lambda.$$

Строго говоря, следовало бы подставить в величину $\sin\tau_1$ среднее значение τ, тогда τ изменяется от τ_0 до τ_1. Эти две величины не отличаются больше чем на 1°, и не будет заметной ошибкой, если взять среднее арифметическое синусов. Это замечание распространяется на второе интегрирование, для которого среднее значение дроби заменяется отношением средних арифметических числителя и знаменателя.

Таким образом, первое уравнение (14) дает

$$Ds = K\frac{v}{g}\left(\frac{V_0 + V_1}{2}\right)D\lambda \quad (22)$$

и два уравнения (11) дают

$$Dx = \frac{\cos\tau_0 + \cos\tau_1}{2}Ds;$$

$$(23)$$

$$Dy = \frac{\sin\tau_0 + \sin\tau_1}{2}Ds.$$

Примечание. Более удобно заменить средние значения синусов и косинусов синусами и косинусами средней дуги $(\tau_0+\tau_1)/2$. Тогда формулы будут иметь вид

$$DV = v\left(\ln\frac{1-\lambda_0}{1-\lambda_1}\right) - K\sin\left(\tau_0 - \frac{D\tau}{2}\right)D\lambda;$$

$$D\tau = 57{,}3Kv\,\frac{\cos\left(\tau_0-\frac{D\tau}{2}\right)}{V_0+\frac{DV}{2}}\,D\lambda; \tag{21'}$$

$$Ds = K\frac{v}{g}\left(V_0+\frac{DV}{2}\right)D\lambda; \tag{22'}$$

$$Dx = \cos\left(\tau_0-\frac{D\tau}{2}\right)Ds;$$

$$Dy = \sin\left(\tau_0-\frac{D\tau}{2}\right)Ds. \tag{23'}$$

К (22) и (23) мы присовокупим

$$Dt = K\,(v/g)\,D\cdot\lambda \tag{24}$$

и

$$t = K\,(v/g)\,\lambda. \tag{25}$$

После этих предварительных выкладок напомним, что для начальной скорости на втором участке траектории была найдена величина $V_0 = 301{,}4$ м/с, причем длина пути составляет 447,4 м и его наклон 52°.

Отсюда следует, что

$$x_0 = 275{,}4 \text{ м}; \tag{26}$$

$$y_0 = 352{,}6 \text{ м}$$

и уравнение (12) дает:

$$t_0 = K\,(v/g)\,\lambda_0 = 3{,}053 \text{ с}. \tag{27}$$

Предположим, что горение прекращается при $\lambda = 0{,}8$, что означает, что мы израсходуем 40 кг топлива, чтобы запустить снаряд весом 10 кг.

Полагая при вычислениях постоянным $D\lambda = 0{,}05$, мы нашли для амплитуд последовательных дуг следующие значения: 1°, 46′, 37′, 26′, 22′, 19′, 16′, 14′, 12′, 11′, 9′, 8′, и наконец, для $\lambda = 0{,}8$ найдем следующие значения элементов траектории:

$$\tau' = 46°50' \text{ (вместо } 45°);$$

$$V_0' = 3093 \text{ м/с}; \tag{28}$$

$$x_0' = 12\,408 \text{ м}$$

$$y_0' = 13\,748 \text{ м};$$

$$t_0' = 16{,}31 \text{ с}.$$

Примечание. Знание каждого из этих элементов в конце каждой из последовательных дуг вычислений позволяет предвидеть и вычислить траекторию, которая получилась бы в случае внезапного прекращения горения во время второго периода.

3-я фаза движения. Здесь имеет место не что иное, как движение снаряда по параболе в безвоздушном пространстве, и мы можем сразу же написать уравнения движения в следующем виде:

$$x = x_0' + V_0' (t - t_0') \cos \tau_0'; \qquad (29)$$
$$y = y_0' + V_0' (t - t_0') \sin \tau_0' - {}^1/_2 g (t - t_0')^2,$$

причем скорость определяется на основе теоремы живых сил:

$$V^2 = V'^2 - 2g (y - y_0'). \qquad (30)$$

Элементы в вершине. В этой точке $dy/dt = dy/dx = 0$ и из второго уравнения (29) получаем

$$t_s - t_0' = (V_0' \sin \tau_0')/g. \qquad (31)$$

Скорость равна ее неизменяющейся горизонтальной проекции:

$$V_s = V_0' \cos \tau_0' \qquad (32)$$

и поэтому из уравнения (30)[6] имеем

$$y_s = y_0' + (V_0'^2 \sin^2 \tau_0')/2g. \qquad (33)$$

Определим x из первого уравнения (29):

$$x = x_0' + (V_0^2/g) \sin \tau_0' \cos \tau_0', \qquad (34)$$

или

$$x = x_0' + (V_0'/2g) \sin 2\tau_0'. \qquad (35)$$

Подставляя в эти формулы значения (28), получаем:

$$\begin{aligned} x_s &= x_0' + 480 = 492 \text{ км}; \\ y_s &= y_0' + 255 = 269 \text{ км (пик траектории)}; \\ t_s &= t_0' + 226 = 242 \text{ с, или 4 мин 2 с}; \\ V_s &= 2119{,}4 \text{ м/с}. \end{aligned} \qquad (36)$$

Элементы точки падения. Исключая $(t - t_0')$ из уравнений (29), получаем уравнение этой дуги траектории:

$$y - y_0' = (x - x_0') \operatorname{tg} \tau_0' - (g/2V' \cos^2 \tau_0') \cdot (x - x_0')^2. \qquad (37)$$

Полагая в нем $y = 0$ (точка падения, если пренебречь кривизной Земли), получаем уравнения

$$(x - x_0')^2 - 2 (V_0'^2/2g) \sin 2\tau_0' (x - x_0') - 2 (V_0^{2'} y_0')/g \cos \tau' = 0 \qquad (38)$$

(ему удовлетворяет корень с положительным знаком);

$$x - x'_0 = \frac{V'^2}{2g} \sin 2\tau'_0 + \sqrt{\frac{V'^4_0 \sin^2 2\tau'_0}{4g^2} + \frac{2V'^2_0 y'_0 \cos^2 \tau'_0}{g}}\,; \qquad (39)$$

$$x - x'_0 = \frac{V'^2_0}{2g} \cos \tau'_0 \left[\sin \tau'_0 + \sqrt{\sin^2 \tau'_0 + \frac{y'_0}{\left(\frac{V'_0}{2g}\right)^2}} \right]. \qquad (40)^{[7]}$$

Произведя вычисления, находим:

$$\begin{aligned} x &= x'_0 + 971 = 983 \text{ км}; \\ y &= 0; \\ T &= t'_0 + 7 \text{ мин } 39 \text{ с} = 7 \text{ мин } 55 \text{ с}; \\ V &= 3144 \text{ м/с}. \end{aligned} \qquad (41)$$

В итоге для безвоздушного пространства находим следующие элементы:

длина активного участка траектории 447,4 м,
угол наклона 52°, (42)
скорость при запуске 301,4 м/с,
дальность полета 983 км,
потолок 269 км,
длительность полета 8 мин.

Таким образом, для пуска тонкостенного снаряда (снаряда высокой эффективности) весом 10 кг потребуется всего 40 кг взрывчатого вещества.

Эти данные намного превосходят по дальности в безвоздушном пространстве данные орудия типа «Берта». В самом деле, при $V = 1500$ и угле возвышения ствола 45° дальность стрельбы была бы всего 225 км (а именно $X = V^2/g = 225 \cdot 10^4 : 10$).

Это преимущество еще более усиливается, если учитывать сопротивление воздуха. Последнее имеет максимальную величину в момент вылета снаряда из орудия, в то время как ракета приобретает свою максимальную скорость приблизительно на высоте 14 км.

Нам представляется интересным продолжить это сравнение и привести здесь имеющиеся у нас данные об орудии «Ferngeschütz» или «Wilhelm Kanone», которое вело огонь по Парижу (сведения заимствованы из журнала «Revue d'Artillerie» за ноябрь 1926 г., по данным «Müncher Illustrierte Presse»):

калибр 210/240 мм,
длина ствола 34 м,
длина камеры 5 м,
вес снаряда 127 кг,
вес заряда 200—300 кг,
начальная скорость 1500 м/с,

угол вылета 52°*,
максимальный подъем траектории 40 км
время полета 3 мин.

Использован ствол морского 38-сантиметрового орудия.

С другой стороны, в соответствии со статьей генерала X, помещенной в № 119 журнала «La Science et la Vie», стоимость такого оружия составляет от 3 000 000 до 10 000 000 франков в зависимости от материала и технологии.

Немцы применяли порох без легко улетучивающегося растворителя и, следовательно, со слабой дисперсией. Стоимость порохового заряда составляла около 40 франков за 1 кг.

Для сравнения приведем несколько цифр, взятых из каталога артиллерийского музея:

Калибр, [мм]	V, [м/с]	Заряд, [кг]	Снаряд, [кг]	КПД [вес взрыв. вещества / вес снаряда]	[вес заряда / вес снаряда]	Максимальная дальность, [м]
155	731	11,700	43,1	15%	27%	18 600
145	782	10,200	36,0	10%	28%	18 500
220	775	21,700	100,5	20%	21%	22 000
240	575	23,000	161,6	10%	14%	19 000

Замечание. Нам показалось интересным исследовать случай ракеты, перемещающейся при сохранении неизменным направления своей оси (что имело бы место в безвоздушном пространстве при быстром вращении ракеты вокруг своей оси).

Мы получили следующие результаты.

Второй участок траектории имеет точку перегиба при тех же начальных элементах: $\alpha = \tau_0 = 52°$; $\lambda = 0{,}15$; $V = 301{,}4$ м/с.

В точке B имеем: $\tau_0' = 50°32'$; $V_0' = 301{,}4$ м/с; $x_0' = 11\,805$ м; $y_0' = 14\,253$ м; $t_0' = 16{,}31$ с.

Для третьей дуги: максимальный подъем 300 км, дальность 963 км; время полета 8 мин 20 с, скорость в точке C 3139 м/с.

В результате имеем более короткую траекторию, чем предыдущая, вследствие появления точки перегиба, которую вносит угол подъема. Для получения максимальной дальности следовало бы уменьшить угол α приблизительно до 45°.

Однако это исследование представляет лишь теоретический интерес, так как атмосферное давление до высоты 1400 м достаточно, чтобы ракета попала на свою траекторию.

* Отметим случайное совпадение между этим углом вылета и нашим углом.

ЗАМЕТКИ О «ВОЕННЫХ РАКЕТАХ» (ВЫДЕРЖКИ ИЗ КАТАЛОГА АРТИЛЛЕРИЙСКОГО МУЗЕЯ)

Назначение. Фейерверочные ракеты, сигнальные ракеты или спасательные ракеты морского флота.

Историческая справка[8]

Первоначально ракеты использовались для фейерверков во время народных гуляний в XVI в. Затем, после их использования индусами против англичан, боевые ракеты изучал английский генерал Конгрев в 1804 г. Он применил их при бомбардировке Булони (1806), Копенгагена (1807), островов Экса и Флессинга (1809). В битве при Ватерлоо (1815) Конгрев запускал самодвижущиеся снаряды с шариками (шрапнелью), впрочем, без особого успеха.

Австрийцы использовали ракеты во время войн в Италии и Венгрии. В 1859 г. они имели 20 ракетных батарей.

Русские войска применяли ракеты на Кавказе в 1856—1857 гг.

Франция была последней в использовании ракет.

Во Франции боевые ракеты изучал полковник Сюзан, директор пиротехнической школы в Бурже. Это были ракеты трех моделей.

Полевая ракета 6″:
вес 7 кг,
снаряд 3 кг,
дальность 3000 м.

Ракета 9″:
снаряд 12 см или контейнер с шариками весом 30 кг,
дальность стрельбы 7000 м

Ракета 12″:
бомба весом 60 кг,
дальность 5000 м.

Эти ракеты запускались с помощью станка. Воспламенение производилось запальной трубкой.

Применялись при осаде Севастополя (1854), в кампании в Кабилии (1857), в войне в Китае (1860).

НЕДОСТАТКИ

Рейка сообщает ракете отклонения под влиянием ветра. *Точность очень низкая*. Пытались придавать им вращательное движение на траектории (малые лопасти по спирали, выпуск газа через специальные каналы).

Ракета 1909 г. Летающая торпеда. Выброс газа с помощью турбины в донной части. (Патент шведского подполковника Унге.)

Низкий КПД: 140 кг на 12 кг взрывчатого вещества (диаметр торпеды равен 20 см).

С другой стороны, в курсе по истории артиллерии капитана Леруа читаем: «Ракета приобретает все бо́льшую скорость до тех пор, пока сопротивление воздуха не ослабит ускоряющее усилие, чтобы сделать скорость равномерной, *что достигается весьма быстро*. Для увеличения скорости выпускное отверстие для газа суживается.

С помощью динамометра было найдено, что давление, производимое ракетой 9 см, составляло около 500 кг/см². Ракета всегда стартует против ветра. Точность стрельбы поэтому весьма низка».

Реальная траектория

Теперь приступим к учету сопротивления воздуха, после чего исследуем влияние сферичности Земли.

Предположим, что мидель ракеты равен выходному сечению S. Напомним вкратце законы сопротивления воздуха.

Баллистики считают, что воздух препятствует продвижению симметрического снаряда, перемещающегося параллельно своей оси, силой сопротивления, направленной против скорости, причем величина этой силы равна

$$R = ia^2\Delta\cdot F(V), \tag{43}$$

где i — коэффициент формы, характеризующий форму снаряда; часто пишут

$$i = \sin\gamma, \tag{44}$$

где γ обозначает *оживальный фиктивный угол*;

a обозначает калибр; он связан с миделевым сечением зависимостью (при длине $L = 1$):

$$S = \pi/4a^2. \tag{45}$$

Δ — вес 1 м³ воздуха в килограммах; если Δ представляет вес у земли, то на высоте y будем иметь:

$$\Delta = \Delta_0 s^{-hy} \qquad \Delta_0 = 1{,}208; \quad h = 10^{-4}. \tag{46}$$

$F(V)$ функция Гавра [9], выражающая экспериментальный закон изменения R со скоростью. Ее можно найти из цифровых таблиц до $V = 2000$. Были предприняты многочисленные попытки выразить эту функцию аналитически. Во многих случаях ее представляли в виде $F(V) = b_n V^n$, где n у разных авторов изменяется от 1,77 до 6; b и n являются постоянными в некоторых интервалах скоростей, но изменяющимися от одного интервала к другому (во всех случаях у любого автора n максимально вблизи скорости звука).

Ракета подвержена действию трех сил, а именно: собственного веса Mg; силы тяги $v\,(dM/dt)$; сопротивлению воздуха R.

В результате взаимодействия этих сил образуется равнодействующая, тангенциальная и нормальная составляющие которой выражаются следующим образом:

$$F_t = -v\,(dM/dt) - R - Mg\sin\tau; \tag{47}$$

$$F_n = Mg\cos\tau. \tag{48}$$

Отсюда следует:

$$(dV/dt) = (v/M)\cdot(dM/dt) - (R/M) - g\sin\tau^{[10]}; \tag{49}$$

$$V^2/\rho = g\cos\tau. \tag{50}$$

Однако мы видели, что

$$v/M\cdot dM/dt = v/(T-t), \tag{4}$$

откуда

$$dV/dt = (v/T - t) - (R/M) - g\sin\tau. \tag{49'}$$

Напомним также зависимости

$$t = T\lambda = K\cdot v/g\cdot\lambda \tag{12}$$

и

$$M = \mu Sv\,(T-t) = \mu SvT\,(1-\lambda). \tag{3}$$

Тогда (49′) примет вид

$$\frac{dV}{Td\lambda} = \frac{v}{T(1-\lambda)} - \frac{R}{\mu SvT(1-\lambda)} - g\frac{T}{T}\sin\tau,$$

или

$$\frac{dV}{d\lambda} = \frac{v}{1-\lambda}\left(1 - \frac{R}{\mu Sv^2}\right) - gT\sin\tau,$$

или, наконец

$$\frac{dV}{d\lambda} = v\left(\frac{1 - \frac{R}{\mu Sv^2}}{1-\lambda} - K\sin\tau\right).$$

Кроме того, $V = ds/dt$ и можно написать:

$$ds/d\lambda = VT = K\,(v/g)\,V.$$

Поскольку для нормальной составляющей ничего не изменилось, то третье уравнение (14) для траектории в безвоздушном пространстве остается в силе, и мы получаем окончательно систему

уравнений:

$$\frac{ds}{d\lambda} = K\frac{v}{g}V;$$

$$\frac{dV}{d\lambda} = v\left(\frac{1 - \frac{R}{\mu S v^2}}{1-\lambda} - K\sin\tau\right); \qquad (51)$$

$$\frac{d\tau}{d\lambda} = -57{,}3K\frac{v}{g}\cos\tau.$$

Установив эти общие зависимости, перейдем к конкретному изучению отдельных фаз, однако предварительно остановим свой выбор на отдельных элементах.

[*Скорость истечения*] v; примем $v = 3000$ м/с.

Для безвоздушного пространства мы полагали только 2000 м/с, но затем сочли возможным принять более оптимистичный вариант. Дело в том, что профессор Годдард получил скорость 2434 м/с, а смесь бензина с азотным ангидридом позволяет рассчитывать на достижение скорости 3000 м/с.

$\sin\gamma$.

Для снаряда калибра 75 образца 1917 г., снабженного взрывателем RYG 18, $\sin\gamma = 0{,}43$.

Для снаряда 305 эта величина уменьшается до 0,32.

Априорно ничто не мешает моделировать должным образом ракету и придать ей соответствующую форму. Кроме того, выброс газов, создающих тягу и заполняющих заднюю область разрежения, вызовет эффект ослабления завихрения и улучшает таким образом коэффициент формы. Поэтому нам не представляется чрезмерным, если мы примем $\sin\gamma = 0{,}45$, что лишь немногим более, чем у 75-миллиметрового снаряда образца 1917 г.

[*Величина*] K.

Будем полагать $K = 0{,}1$.

[*Величина*] $R/(\mu S v^2)$.

Для упрощения последующих расчетов, вычислим сначала значение этого выражения принимая $\mu = 0{,}25$ кг/м^3; $v = 3000$ м/с; $\sin\gamma = 0{,}45$; $S = \pi a^2/4$; $R = \sin\gamma a^2\Delta\cdot F(V)$; $\Delta = 1{,}208e^{-hy}$; откуда

$$R/(\mu S v^2) = 3{,}0762\cdot 10^{-7}\cdot e^{-hy}F(V). \qquad (52)$$

Теперь можем приступить к исследованию 1-й фазы.

1-я фаза — активный участок.

На этом участке траектории реакция направляющей аннулирует нормальную составляющую $Mg\cos\tau$. Следовательно, дви-

жущееся тело перемещается по прямой с постоянным углом наклона τ, равным α. В этом частном случае уравнения (51) приобретают следующий вид:

$$\frac{ds}{d\lambda} = K\frac{v}{g}V; \tag{53}$$

$$\frac{dV}{d\lambda} = v\left(\frac{1-3{,}0762\cdot 10^{-7}e^{-hy}F(V)}{1-\lambda} - K\sin\alpha\right).$$

Положим

$$f = 1 - 3{,}0762\cdot 10^{-7}\,e^{-hy}\ F(V). \tag{54}$$

Приближенное интегрирование (53) дает

$$Ds = K\frac{v}{g}\left(V_0 + \frac{DV}{2}\right)D\lambda;$$

$$\tag{55}$$

$$DV = v\left[\left(f + \frac{Df}{2}\right)\ln\frac{1-\lambda_0}{1-\lambda_1} - K\sin\alpha D\lambda\right].$$

Полагая, как и для траектории в безвоздушном пространстве, $\alpha = 52°$

и применяя метод С.Н.М. (шесть элементарных дуг), находим для $\lambda = \lambda_0 = 0{,}104$:

$$\begin{aligned} \lambda_0 &= 0{,}104;\\ V_0 &= 304{,}4;\\ s_0 &= 475{,}68;\\ x_0 &= 292{,}8;\\ y_0 &= 374{,}88;\\ t_0 &= 3{,}180\ \text{с}. \end{aligned} \tag{56}$$

2-я фаза — ракета в свободном полете при продолжающемся горении топлива.

Здесь уравнения (52) применимы без изменений. К ним добавим:

$$\begin{aligned} dx &= ds\cdot\cos\tau;\\ dy &= ds\cdot\sin\tau. \end{aligned} \tag{57}$$

Напомним, что $D\tau = \tau_0 - \tau_1$. При приближенном интегрировании системы (52, 57) получаем:

$$DV = v\left[\left(f_0 + \frac{Df}{2}\right)\ln\frac{1-\lambda_0}{1-\lambda_1} - K\sin\left(\tau_0 - \frac{D\tau}{2}\right)D\lambda\right]; \tag{58}$$

$$D\tau = 57{,}3Kv\,\frac{\cos\left(\tau_0 - \frac{D\tau}{2}\right)}{V_0 + \frac{DV}{2}}\,D\lambda; \tag{59}$$

$$Dt = K \frac{v}{g} D\lambda; \qquad \left(t = K \frac{v}{g} \lambda\right); \tag{60}$$

$$Ds = \left(V_0 + \frac{DV}{2}\right) Dt; \tag{61}$$

$$Dx = \cos\left(\tau_0 - \frac{D\tau}{2}\right) Ds;$$

$$Dy = \sin\left(\tau_0 - \frac{D\tau}{2}\right) Ds. \tag{62}$$

Используя постоянно один и тот же метод (24 дуги) и беря элементы (56) за начальные, находим для конца горения ($\lambda_0' = 0{,}8$):

$\lambda_0' = 0{,}8$; $V_0' = 4334{,}9$ м/с; $x_0' = 26\,995$ м; $y_0' = 28\,363$ м; $t_0' = 24{,}465$ с; $\tau_0' = 45°10'$.

3-я фаза — ракета стала неизменяющимся снарядом.

Обозначим через m массу ракеты в конце горения топлива, т. е. полезную массу, которая, как известно, равна 20% начальной массы. Изучение этой фазы совпадает с решением основной задачи баллистики:

«Изучение движения материальной точки под действием силы, направленной против движения и имеющей величину

$$R = ia\Delta F\,(V)». \tag{63}$$

Пренебрежем изменениями силы тяжести, вращением Земли и ее сферичностью.

Дифференциальные уравнения движения при этом будут:

$$dV/dt = -g \sin\tau - (R/m); \tag{64}$$

$$V\,(d\tau/dt) = -g \cos\tau. \tag{65}$$

(Это уравнения (8) траектории в безвоздушном пространстве, где ускорение $v/(T - t)$ заменено на замедление R/m.)

Из уравнения (65) получаем

$$\cos\tau\,(dt/d\tau) = -V/g. \tag{66}$$

При почленном перемножении с (64) получаем

$$(dV/d\tau)\cos\tau - V \sin\tau = RV/mg. \tag{67}$$

Положим

$$u = V\cos\tau; \tag{68}$$

тогда уравнение (67) преобразуется к виду

$$du/u = (R/mg)(d\tau/\cos\tau). \tag{69}$$

Введем теперь функцию

$$\xi = \int_0^\tau \frac{d\tau}{\cos\tau} = \ln \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\tau}{2}\right). \tag{70}$$

Если Λ конечная величина λ (0,8) 2-й фазы, то имеем
$m = \mu S v T\,(1 - \Lambda)$,

или, поскольку

$$t = K\,(v/g)\,\lambda \tag{12}$$

$$mg = K\mu S v^2\,(1 - \Lambda). \tag{71}$$

Заметим, что (69) можно написать в виде

$$\frac{d}{d\xi}\ln u = \frac{R}{mg} \tag{72}$$

или

$$\frac{d}{d\xi}\ln u = \frac{R}{K\,(1-\Lambda)\,\mu S v^2}.$$

Поскольку S — площадь выходного сечения сопла — совпадает с площадью миделевого сечения, то, как мы видели

$$R/\mu S v^2 = 3{,}0762\cdot 10^{-7} e^{-hy} F\,(V). \tag{52}$$

Так как $K = 1/10$, то выражение (72) будет иметь вид

$$\frac{d}{d\xi}\ln u = \frac{3{,}0762\cdot 10^{-6}}{1-\Lambda}\, e^{-hy} F\,(V). \tag{73}$$

Обозначим для этого случая

$$\varphi = \frac{3{,}0762\cdot 10^{-6}}{1-\Lambda}\, e^{-hy} F\,(V) \tag{74}$$

и произведем приближенное интегрирование (73):

$$\ln\frac{u\tau}{u_0} = \frac{\varphi_0 + \varphi_1}{2}\,(\xi - \xi_1),$$

или же, пользуясь десятичными логарифмами и в соответствии с определением (70) для ξ:

$$\log u_1 - \log u_2 = \left(\varphi_0 + \frac{D\varphi}{2}\right)\left[\log \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\tau_0}{2}\right) - \right.$$
$$\left. - \log \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\tau_1}{2}\right)\right]. \tag{75}$$

(При вычислениях с помощью дуг следует, очевидно, найти путем проб величину для $D\varphi$.)

Если задаться величиной τ (фиксируя амплитуду дуги), то мы найдем значение u из этой формулы и отсюда V.

Чтобы определить t, интегрируем (66), что дает

$$Dt = -1/g\,[V_0 + (DV/2)]\,D\xi, \tag{76}$$

или

$$Dt = \frac{1}{g}\cdot\frac{1}{0{,}43429}\left(V_0 + \frac{DV}{2}\right)\left[\log \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\tau_0}{2}\right) - \right.$$
$$\left. - \log \operatorname{tg}\left(\frac{\pi}{4} + \frac{\tau_1}{2}\right)\right]. \tag{76'}$$

Определяем s из выражения

$ds = Vdt.$

Это будет

$$Ds = [V_0 + (DV/2)]\,Dt. \tag{77}$$

И, наконец, определяем:

$$Dx = \cos\,[\tau_0 + (Dr/2)]\,Ds; \tag{78}$$
$$Dy = \sin\,[\tau_0 + (D\tau/2)]\,Ds.$$

Установив эти зависимости, мы предпримем вычисления, но на 4-й дуге констатируем, что следует рассмотреть две новые фазы. В самом деле, величина φ, представляющая сопротивление воздуха, становится меньше, чем 0,00005. Если учесть степень приближенности наших таблиц (до четырех десятичных знаков), то можно сказать, что в этот момент ракета покидает атмосферу и начинается *4-я фаза*, относящаяся к движению снаряда в безвоздушном пространстве. В этот период она обладает скоростью 4217 м/с, причем ее траектория наклонена под углом 44° к горизонту. Этот угол весьма близок к 45°, и теория параболы в безвоздушном пространстве показывает, что ракета войдет в атмосферу под тем же углом на расстоянии

$\Delta x = V^2/g = 4217^2{:}9{,}8094 = 1813$ км.

Такая значительная дальность заставляет нас уже не пренебрегать кривизной Земли и заменить параболу в безвоздушном пространстве дугой эллипса, причем траектория становится настоящей орбитой. Эта задача трактуется в полярных координатах, причем полюс помещается в центре Земли и полярная ось является начальным радиус-вектором OM_0, причем R — радиус Земли, 2α — угол сектора, соответствующего 4-й фазе.

Здесь Δx выражается следующим образом:

$\Delta x = R2\alpha.$

Вблизи π α есть полярный угол большой оси орбиты. Теория эллиптических орбит дает

$$\cos\alpha = \frac{\frac{1}{r_0} - \frac{gR^2}{C^2}}{\sqrt{\left(\frac{gR^2}{C^2}\right)^2 + \frac{h}{C^2}}},$$

где C и h — соответственно постоянные площадок и живых сил:

$$C = r_0 V_0 \sin\eta_0;$$

$$h = V_0^2 - (2gR^2)/r_0,$$

где $\eta = \pi/2 - \tau_0 = 46°$, $V_0 = 4217$ м/с, $R = 6366$ км, $r_0 = R + y_0 = 6\,431\,830$ км; поэтому $C = 1{,}951 \cdot 10^{10}$; $h = -1{,}05827 \cdot 10^8$; $\alpha = 9°37'$; $\Delta x = 2135{,}9$ км.

Отсюда видно, что сферичность Земли дает выигрыш, равный 323 км.

Примечание. Поскольку $\cos\alpha$ отрицателен, то следовало бы писать $189°37'$; это различие получается потому, что 2-й фокус находится по эту сторону центра Земли и, так как большая положительная полуось простирается от полюса к наиболее близкой вершине, она, таким образом, направлена сверху вниз.

Элементы вершины

Поскольку Δx равно половине предыдущей величины, то $x_s = 1132{,}9$ км.

Для вычисления других элементов заметим, что скорость имеет почти постоянную проекцию на нормаль к радиус-вектору. Так как в s она горизонтальна, то имеем $V_s = V_0 \cos\tau_0 = 3033{,}4$ м/с.

Для определения y воспользуемся теоремой живых сил:

$$h = V_s^2 - (2gR)/r_s,$$

откуда $y_s = 546$ км.

5-я фаза.

Теоретически она идентична 3-й фазе, что позволяет найти элементы точки падения:

$x_c = 2267{,}6$ км; $y_c = 0$; $V_c = 2667$ м/с; $\tau_c = 46°21'$; $t_c = 12$ мин 44 с.

Эти цифры достаточно выразительны и не требуют комментариев.

Частный случай дальности 600 км

В безвоздушном пространстве необходимая начальная скорость составила бы

$$V = \sqrt{600\,000g} = 2427 \text{ м/с.}$$

Чтобы приближенно учесть сопротивление воздуха, зададимся величиной 2500 м для скорости [снаряда] в конце горения и пренебрежем поступательным движением снаряда во время горения топлива, а также на симметричной дуге во время снижения. Не будем также учитывать шарообразность Земли. В этом случае, когда скорость истечения [газов] равна 3000 м, скорость 2500 м достигается при доле сгоревшего топлива, равной 0,61 [$\lambda = 0{,}61$].

(Поскольку высота будет равна 14 750 м, то сопротивлением воздуха можно практически пренебречь.)

КПД для этой скорости истечения будет равен 39%.

Каков он будет для скорости 2434 м/с, которую измерил профессор Годдард, применив специальный сорт пороха?

Имеем:

$$DV = v_c f_m L\ [(1 - \lambda_0)/(1 - \lambda_1)].$$

Эта формула, отнесенная ко всей продолжительности горения, дает

$$V = v f_m L\ (1/(1 - \lambda)],$$

или

$$V = v f_m L\,(1/b),$$

если через b обозначить баллистический КПД ракеты. Поскольку расчет весьма приближенный, можно полагать, что f_m как бы не зависит от скорости истечения *. Для двух различных обеспечивающих тягу веществ будем иметь при одинаковой скорости в конце горения:

$$vL\ (1/b) = v'L\ (1/b'),$$

т. е.

$$b = 0{,}39;\ v = 3000 \text{ м/с};\ v' = 2434 \text{ м/с};$$

следовательно,

$$b' = 0{,}31.$$

Таким образом, дальность 600 км будет достигнута при баллистическом КПД 39% для смеси бензина с азотным ангидридом и 31% для пороха Годдарда. (Эти результаты приближенные.)

Если взять наиболее неблагоприятный и в то же время наиболее простой случай, то можно видеть, что для сбрасывания

* Так как в процессе вычислений эта величина изменяется не больше, чем на 15%.

10 т бомб на город, удаленный на 600 км, потребовалось бы максимально 69 000 т взрывчатого вещества, что при мощности современной промышленности не является невозможным.

Если считать, что снаряды при их падении будут весить по 50 кг каждый, то при запуске каждый снаряд должен весить 161 кг и их потребуется в общем 200 000 штук.

Если запускать с каждой стартовой установки по 3 ракеты через каждые 4 с (что еще далеко не слишком часто), то 10 стартовых установок будет достаточно, чтобы за 24 ч запустить 200 000 ракет, т. е. более 800 т в 1 ч.

Я полагаю, что этот вопрос заслуживает рассмотрения, учитывая дух предприимчивости наших восточных соседей.

Следует также заметить, что при использовании ядовитых газов, если места падения ракет в городе будут с подветренной стороны, почти все население Парижа может быть уничтожено за $2^1/_2$ часа с массой ракет, меньшей в 10 раз.

Хочу добавить, что этот способ бомбардировки ракетами, безусловно, более экономичен, чем бомбардировка с самолетов.

Если, например, один из самых современных самолетов общим весом 3200 кг с радиусом действия 600 км туда и обратно (равным тому, который я принимал в моих расчетах) ⟨...⟩ [11].



Герман

ОБЕРТ

РАКЕТА В КОСМИЧЕСКОЕ ПРОСТРАНСТВО [1]

§ 1. Введение

1. При современном состоянии науки и техники можно строить аппараты, способные подниматься за пределы земной атмосферы.

2. Дальнейшее усовершенствование этих аппаратов позволит достигать таких скоростей, что при полете в эфирном [космическом] пространстве ракеты не будут падать на Землю и даже будут выходить за пределы земного тяготения.

3. Такие аппараты будут приспособлены (возможно, без вреда для здоровья) для полета в них человека.

4. При определенных условиях строительство таких аппаратов будет экономически оправдано. Такие условия могут возникнуть в ближайшие десятилетия.

В нижеизложенном я намерен доказать эти четыре положения. Я начинаю с некоторых формул, включающих чисто теоретические данные о принципе действия и эффективности вышеуказанных аппаратов; во второй части я покажу, как они строятся, и, наконец, в третьей части я намерен обсудить перспективы осуществления изобретения.

Я старался быть как можно более кратким в своем изложении. Математические формулы и выводы я часто значительно упрощал, заменяя некоторые величины приближенными, более удобными для математических выражений. Я делал это в тех случаях, когда этот способ помогал разъяснить сущность вопроса (конечно, я приводил также и точные выражения полученных результатов или, по меньшей мере, указывал, как можно косвенным путем рассчитать их из приближенных величин, а иногда просто оценивал ошибку). Проблем, не вызывающих сомнений, я касался только вкратце. В третьей части я ограничился только приблизительными указаниями, поскольку обсуждаемые вопросы в настоящее время еще совершенно не решены.

Я стремился только к пояснению изобретения и его осуществления, поскольку, во-первых, я не собираюсь описывать здесь определенную модель машины во всех деталях, я хотел только доказать, что строить такие машины возможно. (Я не давал, например, точные расчеты характеристик, которые может иметь

определенная ракета, а хотел только показать, что она может быть сделана в соответствии с предъявляемыми к ней требованиями. Так, например, я принимал скорость истечения $\bar{c}$ за постоянную величину (см. с. 426), хоть в некоторых случаях эта величина может изменяться до 9%, и утверждал, что ракета движется со скоростью $\bar{v}$ (с.427—428), хоть топливо не было еще полностью использовано. Если я оценивал мощность ракеты и в то же время брал в основу $\bar{v}$ и оптимальную величину $\bar{c}$ и нашел, что ракета при таких условиях может достигнуть необходимой конечной скорости и высоты, то я доказываю также, что в действительности она как раз может достигнуть такой скорости). Считаю также, что все подробности только затемнили бы суть дела.

Во-вторых, о многом я хотел бы пока умолчать (особенно о кажущихся удачными решениях некоторых проблем), поэтому речь здесь идет о свободной творческой мысли. Если когда-либо мои идеи будут воплощены на практике, я, безусловно, предоставлю точные чертежи, расчеты и методы расчетов.

Должен сказать, что многие предлагаемые устройства в их теперешнем виде не могут считаться окончательными. Разрабатывая свои чертежи, я обдумывал каждую деталь и могу с уверенностью сказать, что никаких непреодолимых технических трудностей нет. В то же время мне вполне ясно, что многие вопросы могут быть полностью решены только после глубокого специального исследования и многолетнего экспериментирования, чтобы достигнуть оптимум решения.

ЧАСТЬ I

§ 1. Принцип действия и эффективность ракеты

Полет описываемых аппаратов основан на принципе отдачи, т. е. машина может подниматься в воздух и летать, как ракета, приводимая в движение выталкиванием газов под соответствующим давлением. О теории устройства ракет я хочу сказать здесь несколько слов, прежде чем перейти к дальнейшему изложению.

Закрытый со всех сторон котел [сосуд], в котором внутреннее давление больше внешнего, остается неподвижным, потому что общее давление (т. е. равнодействующая сила давления в какой-либо части стенки) сохраняется благодаря равномерному давлению на все стенки. Если же в стенке где-либо есть отверстие (рис. 1), то: 1) содержимое котла будет истекать через это отверстие; 2) котел начнет двигаться в противоположную сторону, так как общее давление на стенку с отверстием будет теперь меньше давления, оказываемого на стенку без отверстия.

При этом сила, стремящаяся двигать котел в обратном направлении (мы назовем ее здесь реакцией и обозначим буквой P), противоположна и равна той силе, которая движет содержимое котла вперед.

Если я обозначу истекающую за промежуток времени dt массу dm, а скорость истечения — c, то получится

$$|P \cdot dt| = |cdm|.$$

Теперь каждый летательный аппарат, движущийся силой реакции вытекающих газов, я буду называть далее ракетой.

Здесь мы будем говорить только о вертикальном подъеме ракеты. Скорость ее v, масса m. Векторные величины направлены перпендикулярно вверх или вниз; направленные вверх (например P, v) мы назовем положительными, направленные вниз (например c) — отрицательными.

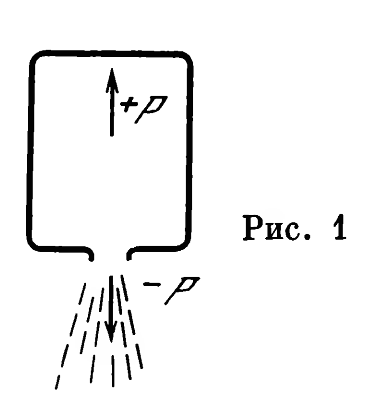


Рис. 1

Часть тяги расходуется на преодоление сопротивления воздуха ($-L$) и вес ($-G$), эту часть мы обозначим через Q (конечно, Q, как и P, — величины положительные). Остальная часть тяги (R) сообщает ракете определенное ускорение $b = dv/dt$. Таким образом, получаем

$$Pdt = -cdm. \qquad (1)$$

Мы можем также написать $dm = -Pdt/c$. Здесь c — некоторое абсолютное число. P и dt — величины положительные, отсюда следует, что $dm < 0$, т. е. масса со временем уменьшается. Отсюда при постоянном c следует: $m_0 - m_1 = \frac{1}{c}\int_{t_0}^{t_1} Pdt$; т. е. расход горючего пропорционален величине импульса $\int_{t_0}^{t_1} Pdt$.

$$\begin{aligned} &P = R + Q^{[2]};\\ &Rdt + Qdt = -cdm;\\ &R = mb = mdv/dt;\\ &mdv + Qdt + cdm = 0. \end{aligned} \qquad (2)$$

§ 2. Наивыгоднейшая скорость

Для обоснования моих дальнейших выводов привожу нижеследующее.

Предположим на высоте s слой воздуха плотностью β и толщиной ds; ds должна быть настолько мала, что β и m можно принять постоянными для всего слоя. Через этот слой ракета должна пролететь с любой скоростью v, и количество ее движения должно увеличиться на определенную величину (mdv). При этом она в любом случае теряет количество вещества dm. При какой же скорости величина dm будет минимальной?

Для пролета ракете требуется время $dt = ds/v$, и, согласно формуле (2), мы получаем

$$mdv + (Q/v)\,ds + cdm = 0;$$

$$m\,(dv/ds) + (Q/v) + c\,(dm/ds) = 0; \tag{2a}$$

mdv и ds заданы и, следовательно, постоянны; путем дифференцирования по v мы получаем

$$\frac{\partial\left(\frac{Q}{v}\right)}{\partial v} + \frac{\partial c}{\partial v}\frac{dm}{ds} + c\frac{\partial\left(\frac{dm}{\partial s}\right)}{\partial v}. \tag{3}$$

У моей ракеты c имеет максимальное значение, обусловленное техническими причинами. Оно почти не изменяется и может быть достигнуто при каждом рассматриваемом значении величины силы реакции P. Я полагаю c постоянным, тогда второй член уравнения (3) будет равен 0. Если dm будет минимальным, то получится

$$\frac{\partial\left(\frac{dm}{\partial s}\right)}{\partial v} = \frac{1}{ds}\frac{\partial\,(dm)}{\partial v} = 0,$$

и мы имеем

$$\frac{\partial\left(\frac{Q}{v}\right)}{\partial v} = 0. \tag{4}$$

Теперь (см. с. 426) $Q = L + G$; $G = mg$ (g — ускорение свободного падения на высоте s; величина ds должна быть такой незначительной, что g будет постоянным для всего слоя).

Сопротивление воздуха выражается формулой

$$L = F\beta\gamma v^2.$$

Здесь F является максимальным сечением ракеты. Величина γ (коэффициент сопротивления) зависит от скорости и формы ракеты, т. е. у одной и той же ракеты зависит только от v:

$$\frac{Q}{v} = \frac{G}{v} + \frac{L}{v} = \frac{mg}{v} + F\beta\gamma v;$$

$$\frac{\partial\left(\frac{Q}{v}\right)}{\partial v} = -\frac{mg}{v^2} + F\beta\left(v\frac{d\gamma}{dv} + \gamma\right).$$

Если это выражение будет равно 0, то значит, согласно уравнению (3), при равной мощности будет минимальный расход вещества на отрезке ds. Обозначим скорость, при которой этот минимум имеет место, через $\bar{v}$, и назовем ее «наивыгоднейшей скоростью для s и ds». Ниже мы разберем случай, когда ракета

движется с этой скоростью, т. е.

$$v^2 = \bar{v}^2 = \frac{mg}{F\beta\left(v\frac{d\gamma}{dv} + \gamma\right)}. \tag{5}$$

Примечание. $\bar{v}$ есть наивыгоднейшая скорость в точке s, если дело касается просто того, чтобы наиболее выгодно пересечь этот отрезок; но $\bar{v}$ не обязательно будет наивыгоднейшей скоростью, если мы будем иметь в виду подъем в целом.

$\bar{v}_0$ будет означать величину $\bar{v}$ к началу подъема на высоте s_0. Для получения этой скорости к ракете должна быть приложена сила извне. $\bar{v}$ должно быть так велико, а потеря вещества так незначительна, что внешнее давление воздуха β и вместе с тем L будет уменьшаться быстрее, чем вес ракеты; затем $\bar{v}$ будет расти, пока ракета на высоте s достигнет скорости $\bar{v}_1$. Если топлива хватит как раз до s_1 и $\bar{v}_1$, то ракета придет, как можно вычислить косвенным путем, в самую высокую точку (скажем, s_2), если при s_1 она будет лететь с $\bar{v}_1$. Если она достигнет $\bar{v}_1$ раньше, то более сильное сопротивление воздуха задержит ее ниже s_1, так что при s_1 она уже не достигнет скорости $\bar{v}_1$ и, следовательно, не дойдет до s_2. Если при s_1 она еще не достигнет $\bar{v}_1$, ей придется слишком долго преодолевать собственную тяжесть и до s_2 она опять-таки не дойдет.

Если значения $\bar{v}_0$, s_1 и $\bar{v}_1$ заданы, то наивыгоднейшая скорость $\bar{v}_g$ между $\bar{v}_0$ и $\bar{v}_1$ определяется тем, что (см. с. 426)

$$\int_{\bar{v}_0}^{\bar{v}_1} P\,dt = \int_{\bar{v}_0}^{\bar{v}_1} R\,dt + \int_{\bar{v}_0}^{\bar{v}_1} Q\,dt = \int_{\bar{v}_0}^{\bar{v}_1} m\,dv_g + \int_{\bar{v}_0}^{\bar{v}_1} Q\,dt$$

должен иметь минимальное значение.

Теперь $\int Q\,dt$ имеет минимум при скорости $\bar{v}$, так как тогда все $Q\,dt$ будут минимумами [см. (3)]. Наоборот, $\int m\,dv$ будет минимумом, если начальное ускорение равно нулю, и отставание будет ликвидировано только тогда, когда значительная часть топлива будет израсходована на преодоление силы тяжести и сопротивления воздуха. Этому будет способствовать то, что v_g в нижней [начальной] части пути будет меньше $\bar{v}$ и разность между ними будет оставаться почти постоянной и при s_1 вновь быстро достигнет $\bar{v}$. Величину $\bar{v} - v_g$ можно вычислить косвенным путем, как функцию s. Например, в случае $\bar{v}_0 = 500$ м/с, $c \doteq 1400$ м/с и при атмосферных условиях разница составит в максимуме 200 м/с (для $\bar{v}_1 = 2000$ м/с). Она будет тем меньше, чем больше будет c. Если v будет возрастать, то относительная разность уменьшается, но абсолютная увеличивается (например, для $\bar{v}_1 = 10\,000$ м/с она при вышеприведенном примере составит 250 м/с). Выигрыш составляет здесь 10,3 или [соответственно] 12,5 м/с.

Неточности, допущенные в моих расчетах, значительно больше (главным образом потому, что я недостаточно точно установил значение c и, вообще, не мог точно его установить). Кроме того,

отклонение от v_g, обусловленное техническими причинами, конечно, большее, чем $\bar{v} - v_g$, хотя с чисто теоретической стороны это нас не интересует.

Поэтому в основу моих расчетов я сначала положил тот случай, когда скорость везде равна $\bar{v}$, так как тогда формулы особенно упрощаются.

Из (5) вытекает

$$m = \frac{F\beta\bar{v}^2}{g}\left(\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma\right), \tag{5a}$$

и так как здесь все переменные являются функциями одной-единственной независимой, то

$$dm = \frac{F\beta}{g}\,\bar{v}_2\left(\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma\right) \times$$
$$\times \left[\frac{d\beta}{\beta} - \frac{dg}{g} + \frac{2dv}{\bar{v}} + \frac{\bar{v}\,\frac{d^2\gamma}{dv^2} + 2\,\frac{d\gamma}{dv}}{\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma}\,dv\right]^{[3]}. \tag{5b}$$

В (5b) есть выражение $\dfrac{\bar{v}\,\frac{d^2\gamma}{dv^2} + 2\,\frac{d\gamma}{dv}}{\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma}$, которое я обозначаю кратко через z:

$$Q = L + mg = F\beta\gamma\bar{v}^2 + F\beta\bar{v}^2\left(\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma\right);$$

$$Q = F\beta\bar{v}^2\left(\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + 2\gamma\right); \tag{5c}$$

$$\frac{Q}{mg} = \frac{\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + 2\gamma}{\bar{v}\,\frac{d\gamma}{dv} + \gamma}. \tag{5d}$$

Это выражение я обозначаю через y.

§ 3. Отношение между временем, массой, силой, путем, воздушным давлением и наивыгоднейшей скоростью

Если мы (2a) помножим на ds/mc, то получим

$$(dv/c) + (Qdt/mc) + (dm/m) = 0. \tag{6}$$

Согласно (5a) и (5b)

$$dm/m = (d\beta/\beta) - (dg/g) + (2dv/\bar{v}) + zdv.$$

Согласно (5d)

$$Q/mg = y;\ (Q/mc)\,dt = (g/c)\,ydt$$

и согласно (6)

$$(dv/c) + (g/c)\, ydt + (d\beta/\beta) - (dg/g) + (2dv/\bar{v}) + zdv = 0. \qquad (6а)$$

Теперь мы можем все члены уравнений выразить через $\bar{v}$ и t. Согласно определению (с. 427),

$$\gamma = L/(\bar{v}^2\beta F).$$

Форма ракеты, особенно ее заостренной части, подобна немецкому снаряду S, для которого (согласно Кранцу и Беккеру) γ имеет следующую кривую (рис. 2) [в зависимости от $\bar{v}$].

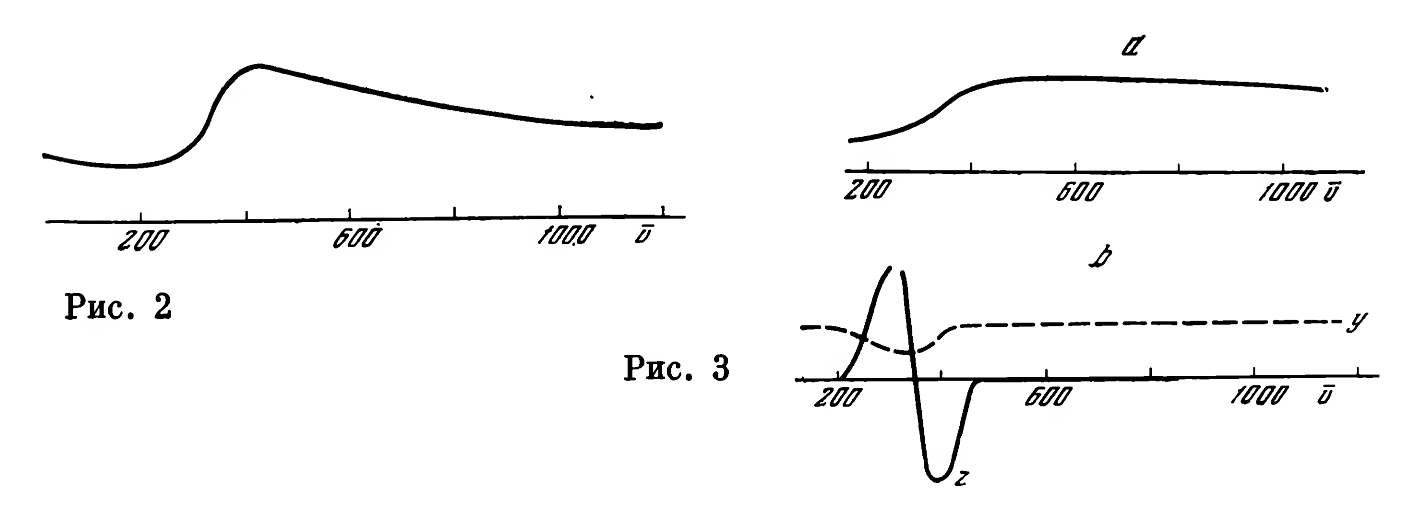


Рис. 2

Рис. 3

Абсолютная величина γ нас пока не интересует. Величина γ до 300 м/с приблизительно постоянна; при достижении же скорости звука быстро увеличивается, достигает при 425 м/с максимума (примерно в 2,6 раза больше значения γ дозвуковой скорости) и затем асимптотически приближается к величине, примерно в 1,5 раза превышающей величину γ при дозвуковой скорости. Подобные кривые получили Роте, Крупп, О. фон Эбергардт и др. (для артиллерийских снарядов) и Сиаччи (для разных снарядов). Другие авторы получили эту кривую теоретически.

По какой же причине γ сначала увеличивается, а потом уменьшается? [4]

Увеличение при скорости между 300 и 400 м/с объясняется просто. Если снаряд движется с дозвуковой скоростью, то уплотнение воздуха перед заостренным концом может выравняться:

1) путем растекания воздуха по сторонам;

2) путем передачи уплотнения воздуха вперед вследствие его упругости.

Если v больше скорости звука, то возможно только лишь растекание воздуха в стороны, при этом, естественно, уплотнение воздуха перед снарядом увеличивается. Влияние уплотнения воздуха, давления как при дозвуковых скоростях, с одной стороны, так и при сверхзвуковых, с другой, пропорционально квадрату скорости.

За снарядом создается область с разреженным воздухом, воздействие которого (подсос) вначале также возрастает пропор-

ционально квадрату скорости, но при скорости звука * достигает предела, так как дальше абсолютного вакуума воздух позади снаряда не может быть разрежен и быстрее, чем со скоростью звука, он (за снарядом) не может смыкаться. При высоких скоростях эффект подсоса все больше отстает от давления, вследствие чего выражение γ = (давление + подсос)/$F\beta v^2$ приближается асимптотически к величине—давление/$F\beta v^2$.

Во время работы ракетного двигателя подсос вообще отсутствует, поскольку пространство за ракетой заполняется выхлопными газами. В этом случае γ изменяется так, как показано на кривой (рис. 3). На рис. 3, *b* представлены y (пунктиром) и z (сплошной линией) для моей спиртовой ракеты модели В.

Ускорение g в поле земного притяжения обратно пропорционально квадрату расстояния от центра Земли; предположим: r — земной радиус, s — высота; тогда

$$g = 9{,}81 \cdot r^2/(r + s)^2 \ \text{м/с}^2;$$

$$dg = -9{,}81 \cdot 2r^2 ds/(r + s)^3;$$

$$dg/g = 2 \cdot ds/(r + s) \approx (2 \cdot \bar{v}dt)/r.$$

Во втором члене формулы (5а) : $(g/c)\ ydt$ мы представляем g в первом приближении как постоянную среднюю величину (для s_0 = 5 км и s_1 = 50 км, например, лучше всего 9,7 м/с²).

Плотность воздуха β (после того, как даны атмосферные условия — температура, ветер и т. д.) является лишь функцией высоты s; $(s = \int \bar{v}dt)$.

Для верхних слоев воздуха нам неизвестно точное значение величины β, да в этом, как будет показано позднее, и нет необходимости. Для нижних слоев воздуха величину β можно вычислить достаточно точно по барометрическим формулам высоты, приводимым в учебниках по метеорологии. Оказывается, однако, что при применении этих формул мы получим неразрешимые интегральные уравнения. Приходится поэтому прибегать к косвенным вычислениям. Мы принимаем $\beta = \beta_0 e^{\frac{-s-s_0}{H'}}$; здесь e — основание натурального логарифма, H' — константа. При этом мы получаем в первом приближении формулу, в которой s выражается только через $\bar{v}$. При помощи этого s мы могли бы точнее определить β и остальные величины, тем самым также снова s и т. д.

Таким путем

$$\beta = \beta_0 e^{-\frac{s-s_0}{H'}};$$

---

* Точнее — несколько выше нее, примерно при 400—450 м/с. Воздух вблизи снаряда несколько увлекается вперед, но относительно движения этого воздуха [скорость] представляется меньшей v. Поэтому [здесь имеет место] постоянный и дифференцируемый переход без скачков [5].

$$\frac{d\beta}{ds} = \beta_0 e^{-\frac{s-s_0}{H'}}\left(-\frac{1}{H'}\right);$$

$$\frac{d\beta}{\beta} = -\frac{ds}{H'} = -\frac{\bar{v}\,dt}{H'}.$$

Формула (6a) будет выглядеть так:

$$\frac{dv}{c} + \frac{y\,(9{,}7\ \text{м/с}^2)}{c}\,dt - \frac{\bar{v}}{H'}\,dt + \frac{2\bar{v}}{r}\,dt + \frac{2}{\bar{v}}\,dv + z\,dv = 0;$$

объединяем вместе $\bar{v}/H' - 2\bar{v}/r$ в форме $\bar{v}/H$; тогда получим

$$\frac{dt}{dv} = \frac{\frac{1}{c} + \frac{2}{\bar{v}} + z}{\frac{\bar{v}}{H} - \frac{g}{c}\,y}. \tag{7}$$

При скоростях ниже 330 м/с можем для y и z ввести какие-нибудь интерполяционные кривые. При $330 < \bar{v} < 460$ м/с этот метод недействителен. В этом отрезке мы вообще не можем выражать t через $\bar{v}$, так как $\bar{v}$ здесь совсем не определено. Поскольку для дозвуковых скоростей γ значительно меньше, чем для сверхзвуковых, $\bar{v}$ между 300 и 330 м/с возрастает весьма медленно, но потом вдруг быстро растет при 460 м/с. Таким путем лучше всего используется (конечно, только теоретически) незначительное сопротивление воздуха. Величина $\bar{v}$ не что иное, как математический оптимум между воздушным сопротивлением и силой тяжести. Поскольку мы не можем сообщить ракете бесконечное ускорение, те ракеты, у которых соотношение между весом и сопротивлением воздуха находится в этих пределах, не могут сохранять скорость $\bar{v}$ постоянной. Таким образом, мы не можем здесь взять $\bar{v}$ за исходную величину для наших расчетов. Впрочем, у аппарата, который я буду описывать дальнейшем, $\bar{v}$ должно быть, по меньшей мере, равным 500 м/с, и поэтому поведение $\bar{v}$ нас больше не интересует. Превысив скорость 460 м/с, $\bar{v}$ становится опять постоянной.

Для $\bar{v} > 460$ м/с γ будет (примерно) постоянной, поэтому мы имеем $y = 2$; $z = 0$; $L = G$;

$$\frac{dt}{dv} = \frac{\frac{1}{c} + \frac{2}{\bar{v}} + z}{\frac{\bar{v}}{H} - \frac{g}{c}\,y} \tag{7a}$$

путем интегрирования

$$t - t_0 = \left(\frac{c}{g} + \frac{H}{c}\right)\ln\frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} - \frac{c}{g}\ln\frac{\bar{v}}{\bar{v}_0}. \tag{7b}$$

Примечание. При вычислении с помощью логарифмической линейки получается:

$$\frac{2gH}{c}; \quad \log \frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}; \quad \log \frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} \frac{\bar{v}_0}{\bar{v}}$$

и

$$t - t_0 = 2{,}3026 \left[\frac{c}{g} \log \frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} \frac{\bar{v}_0}{\bar{v}} + \frac{H}{c} \log \frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} \right].$$

Ускорение b равно производной скорости по времени:

$$b = \frac{dv}{dt} = \frac{c}{H} \frac{\bar{v}\left(\bar{v} - \frac{2gH}{c}\right)}{\bar{v} - 2c} = \frac{\bar{v}(\bar{v}c - 2gH)}{H(\bar{v} + 2c)}. \tag{7c}$$

(Разумеется, это уравнение действительно только при условии, что скорость везде равна $\bar{v}$ и что $\bar{v}$ больше 460 м/с.)

Масса ракеты. Если мы в уравнении (6) член Qdt/mc заменим величиной $(yg/c)\,dt$ и если везде $\bar{v}$ будет больше 460 м/с, т. е. $y = 2$, мы получим

$$dv/c + 2\,(g/c)\,dt + dm/m = 0; \tag{8}$$

после интегрирования

$$\ln(m_0/m) = 1/c\,[\bar{v} - \bar{v}_0 + 2g\,(t - t_0)]. \tag{8a}$$

Примечание. m_0/m быстро достигает по техническим причинам предела, также и $\bar{v} - v_0$. Если я поставлю несколько ракет одну над другой так, чтобы нижняя работала и отбрасывалась после израсходования всего топлива, пределы скоростей сложатся. Они получаются последовательно, если M, m, μ, ... — массы отдельных ракет, как:

$$\ln \frac{M_0 + m_0 + \mu_0 + \cdots}{M_1 + m_0 + \mu_0 + \cdots}; \quad \ln \frac{m_0 + \mu_0 + \cdots}{m_1 + \mu_0 + \cdots}; \quad \ln \frac{\mu_0 + \cdots}{\mu_1 + \cdots},$$

и весь прирост скорости получается, если мы вставим в уравнении (8a) вместо m_0/m_1:

$$\frac{M_0 + m_0 + \mu_0 + \cdots}{M_1 + m_0 + \mu_0 + \cdots} \; \frac{m_0 + \mu_0 + \cdots}{m_1 + \mu_0 + \cdots} \; \frac{\mu_0 + \cdots}{\mu_1 + \cdots}.$$

Эта величина может быть, конечно, любой. В моем аппарате две ракеты стоят одна над другой.

В техническом отношении важное значение имеет потребная *тяга* P.

У нас было

$$Pdt = -cdm \tag{1}$$

и

$$dm = -m\left(\frac{dv}{c} + \frac{yg}{c}\,dt\right); \tag{8}$$

следовательно,

$$Pdt = m\,(dv + ygdt); \qquad P = m\,(dv/dt + yg) = mb + ymg.$$

При $\bar{v} > 460$ м/с

$$P = m\,(b + 2g). \tag{9}$$

Примечание. Выражение $(b + 2g)$ соответствует ускорению, получаемому ракетой в безвоздушном и лишенном притяжения пространстве. Я называю его «идеальным ускорением» и обозначаю b_x. Оно может быть выражено через $\bar{v}$:

$$b_x = \frac{\bar{v}}{H}\cdot\frac{\bar{v}c - 2gH}{\bar{v} + 2c} + 2g = \frac{c}{H}\cdot\frac{\bar{v}^2 + 4gH}{\bar{v} + 2c};$$

$\int b_x \cdot dt = v_x$ я называю «идеальным импульсом». Между идеальным импульсом и массой имеется простое соотношение:

$$c\,dm + m\,dv_x = 0;$$

$$\ln\frac{m_0}{m_1} = \frac{v_x}{c}\text{[6]}. \qquad 19\text{[7]}$$

При вычислениях нас часто мало интересует масса, так как $\bar{v}$ зависит, собственно, не от массы, а от формы ракеты и нагрузки на ее поперечное сечение, поэтому величина P/m_0 больше подходит для общих суждений:

$$P/m_0 = m/m_0\,(b + 2g).$$

Правая часть здесь зависит только от $\bar{v}$ и $\bar{v}_0$ и соответствует каждой m.

Высота: $ds = \bar{v}dt$;

$$ds = \frac{H}{c}\,\frac{\bar{v} + 2c}{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}\,dv \tag{10}$$

(для $\bar{v}$ больше 460 м/с). Путем интегрирования получаем

$$s - s_0 = \frac{H}{c}(\bar{v} - \bar{v}_0) + 2H\left(1 + g\frac{H}{c^2}\right)\ln\frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}. \tag{10a}$$

Это — наиважнейшие формулы первого приближения. Теперь будет интересно определить предел ошибок, хотя бы относительно m и $\bar{v}$.

Наиболее бросающаяся в глаза ошибка заключалась в том, что в формуле $\beta = \beta_0 e^{-\frac{s - s_0}{H'}}$ я принимал H' постоянным. Действитель-

ная плотность воздуха может в 2—3 раза отличаться от этой величины.

Я хочу сперва рассмотреть на каком-нибудь схематизированном примере влияние этой ошибки при высоких конечных скоростях.

Пусть требуется, чтобы $\bar{v}_1 = 11\,000$ м/с; при этом разность $s_1 - s_0$ будет велика и $\beta_1 = \beta_0 e^{-\frac{s_1 - s_0}{H'}}$ становится особенно неверной.

Примем теперь $H \sim H' = 6300$ м. Это слишком мало, и если β_0 было правильно, то β_1 будет совершенно неверным.

В момент t_0, когда мы начинаем рассмотрение, ракета должна уже достигнуть наивыгоднейшей скорости $\bar{v}$ и переменные должны так взаимодействовать, что $\bar{v}_0$ будет равно 500 м/с. Тогда согласно уравнению (10а)

$$s_1 - s_0 = H\left[\frac{\bar{v}_1 - \bar{v}_0}{c} + \left(2 + 2g\frac{H}{c^2}\right)\ln\frac{\bar{v}_1 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}\right].$$

Примем, что $g = 9{,}70$ м/с², с = 3000 м/с,

$2gH/c = (2\cdot 9{,}7\cdot 6300) : 3000 = 40{,}740$ м/с;

$2gH/c^2 = 40{,}740 : 3000 = 0{,}01358$;

$$\log\frac{\bar{v}_1 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} = \log\frac{10959{,}260}{459{,}260} = 1{,}377721;$$

$\ln$»* $= 2{,}3026 \log$» $= 3{,}17233$;

$$\left(2 + \frac{2gH}{c^2}\right)\ln\frac{\bar{v}_1 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}} = 2{,}01358\cdot 3{,}17233 = 6{,}37882\text{[8]};$$

$(\bar{v}_1 - \bar{v}_0)/c = 10\,500 : 3000 = 3{,}5$;

$(s_1 - s_0)/H = 3{,}5 + 6{,}37\,822$ [9] $= 9{,}87\,822$;

$s_1 - s_0 = H\cdot$» $= 6300\cdot 9{,}87822 = 62\,232{,}8$ м.

Расход топлива:

$\log(m_0/m_1) = [(\bar{v}_1 - \bar{v}_0)\,0{,}4343 + 2g\,(t_1 - t_0)\,0{,}4343]\,1/c$

(если перемножить (8а) на модуль обычных логарифмов).

$$(t_1 - t_0)\,0{,}4343 = \frac{c}{g}\log\frac{\bar{v}_1 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}\,\frac{\bar{v}_0}{\bar{v}_1} +$$

$$+\frac{H}{c}\log\frac{\bar{v}_1 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}$$

---

* Знак » (кавычки) здесь и далее ставится автором вместо логарифма или соответствующего члена предыдущей формулы (*Примеч. ред.*).

(следует из примечания к (7b));

$c/g = 309{,}28$ с;

$\log [(\bar{v}_1 - 2gH/c)/(\bar{v}_0 - 2gH/c)]\bar{v}_0/\bar{v}_1 = 1{,}37\,772 + 2{,}69\,897 - 4{,}04\,139 = 0{,}03\,530$;

$(t_1 - t_0)\,0{,}4343 = 309{,}28 \cdot 0{,}03\,530 + 2{,}1 \cdot 1{,}37\,772 = 10{,}918 + 2{,}893 = \mathbf{13{,}811}$**с**;

$2g \cdot {}^{\text{»}} \cdot = 13{,}811 \cdot 19{,}4 = 267{,}93$ м/с;

$(\bar{v}_1 - \bar{v}_0)\,0{,}4343 = 10{,}500 \cdot 0{,}4343 = 4560{,}15$;

$\log m_0/m_1 = (4560{,}15 + 267{,}93) : 3000 = \mathbf{1{,}60\,936}$;

$m_0/m_1 = \mathbf{40{,}678}$.

На высоте $s_1 - s_0 = 62\,233$ м по нашим расчетам было бы $\beta_0/\beta_1 = e^{(s_1-s_0)/H} = e^{9{,}37882} = 10^{1{,}2907} = \mathbf{19\,530}$.

Теперь, как сказано, $\beta_1 > \beta_0/19\,530$, так как $H > 6300$ м. Если бы, например, $s_0 = 5000$ м и $s_1 = 67\,233$ м, то β_1 была бы в действительности в 4—6 раз больше. Но если бы я так отрегулировал скорость ракеты, что во всех случаях сохранялось бы $\bar{v}$ [хотя бы с помощью приспособления, уменьшающего истечение, когда $L > G$ и наоборот (с. 473, § 9, п.8 *)], тогда $\bar{v}_1$ было бы достигнуто просто на большей высоте и несколько позднее. Аппарату пришлось бы дольше преодолевать сопротивление воздуха и силу тяжести и расходовать больше топлива.

Предположим, что β на высоте 67 233 м была бы не в 4—6 раз, а в 60 раз больше, чем я рассчитывал раньше; тогда

$e^{62233/H} = 10^{4{,}2907 - \log 60} = 10^{2{,}5125}$;

$62\,233/H = 2{,}5125 \log e$ (I);

$62\,233 : 6300 = 4{,}2907 \log e$ (II); произведя деление (II)/(I).

$H = 6300\,(4{,}2907 : 2{,}5125) = 10758{,}8$ м;

$H/c = 3{,}5863$ с;

$2gH/c = 19{,}4 \cdot 3{,}5863 = 69{,}574$ м/с;

$\log [(\bar{v}_1 - 2gH/c)(\bar{v}_0 - 2gH/c)] = \log 10\,930{,}426 - \log 430{,}426 = 4{,}03\,864 - 2{,}63\,390 = 1{,}40\,473$;

$\log ({}^{\text{»}}\bar{v}_0/v_1) = 1{,}40\,473 + 2{,}69\,897 - 4{,}04\,139 = 0{,}06\,231$;

$(t_1 - t_0)\,0{,}4343 = 309{,}28 \cdot 0{,}06\,231 + 3{,}5863 \cdot 1{,}40\,473 = 24{,}309$; $2g \cdot {}^{\text{»}} = 471{,}59$;

$\log (m_0/m_1) = (4560{,}15 + 471{,}59) : 3000 = 1{,}67\,724$ (для $H = 10\,758{,}8$); $m_0/m_1 = \mathbf{47{,}560}$.

---

* В этой работе я неоднократно ссылаюсь на отдельные последующие места в ней. Они дополняют изложенные ранее замечания, но для понимания читаемого они не требуются.

Теперь в течение всего времени работы двигателя 6300 м $< H <$ 10 759 м; значит, правильно: $40{,}678 < m_0/m_1 < 47{,}560$.

Если я приму

$$m_0/m_1 = 44,$$

то эта величина ни в коем случае не будет отличаться от действительной более чем на 7,5%, если только все остальные величины приняты правильно.

$$\ln(m_0/m_1)\,(\text{для}\ H = 10\,759) : \ln(m_0/m_1)\,(\text{для}\ H = 6300) = 1{,}67\,724 : 1{,}60\,936 = 1{,}0404.$$

Согласно (8а) $\ln(m_0/m_1)$ примерно пропорционален $1/c$. Такую же неточность я получил бы и в том случае, если бы c отличалась на 2,02%. Но c определяется с точностью $\pm 7 - 8\%$ и колеблется, помимо того, в большинстве случаев более чем на 4% (ср. с. 442). Значит, такой подход к β вполне достаточен. Величина $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ при высоких скоростях также пропорциональна $1/c$. Таким образом, мы, согласно вышеизложенному, можем решить нашу важнейшую задачу, т. е. определение $\bar{v}$ из m_0/m_1 при высоких скоростях, с точностью ± 7—8%, поскольку остальные величины в формулах мало влияют на соотношение между m и $\bar{v}$.

Коэффициент сопротивления γ можно с достаточной точностью определить из измерений скоростей полета снарядов до $\bar{v} = 1000$ м/с. То, что в дальнейшем γ остается неизменным,— пока только гипотеза, которая, однако, в достаточной мере подтверждается теоретически, а также измерением сопротивления тел, движущихся в воде. Но даже если бы γ для высоких скоростей в 2—3 раза расходилась бы с этой величиной, это не повлияло бы на эффективность ракеты. Выше мы допустили 60-кратное отклонение для воздушного сопротивления, не опасаясь заметной неточности результата.

Еще меньшую роль играет ошибка, допущенная нами, когда мы придали g постоянное среднее значение.

Более серьезная причина малого изменения результата при неверной оценке [значений] β, γ, g для верхних воздушных слоев заключается в том, что dt имеет порядок величины $dv/\bar{v}$ (ср. (7а)); при возрастании $\bar{v}$ величина dv по отношению к dt все больше выступает на передний план. В дифференциальном уравнении (6), определяющем эффективность ракеты, уменьшается прирост

$$Qdt/mc = y\,(g/c)\,dt \approx 2gdt/c$$

сравнительно с dv/c и тем больше, чем больше становится $\bar{v}$. Однако β, γ и g все входят в Q и в (6) появляются только в этом члене уравнения.

При меньших скоростях мы в результате получили бы значительно бóльшие ошибки, если бы приняли неправильное значение Q. Но здесь (по крайней мере, в моем аппарате) важную роль играет

одно обстоятельство — а именно вес. Так как $\bar{v}_0$ составляет уже 500 м/с, то при малом $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ будет мало также $s_1 - s_0$. На этом маленьком отрезке H и g значительно меньше отклоняются от их среднего значения, т. е. могут с успехом быть заменены константами, благодаря чему результат (если бы c было точно известно!) был бы еще точней.

Из всего этого мы можем вывести правило применения формул: принимать для H, g, γ (а также для β и т. д.), даже когда $\bar{v}$ велико, те же значения, которые они имеют в нижних слоях воздуха. Короче: величина Q должна быть определена верно для начала полета.

Наша важнейшая задача — определение эффективности, т. е. мы должны из m_0 и m_1, $\bar{v}_0$ и c вычислить $\bar{v}_1$. При высоких скоростях $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ приблизительно пропорционально $1/c$. Так как при определении c неточность составит ± 7—8%, то и для $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ остаются такие же пределы, к чему добавляется еще получаемая от β неточность (от 1 до 2%). В общем, мы можем теперь определить $\bar{v}_1$ с точностью до 0,1. Уточнить необходимо главным образом наши знания соответствующих величин в формулах, особенно скорости истечения.

Если предположить, что величины в формулах точно определены экспериментом, мы могли бы путем косвенного вычисления при помощи формул (7) — (10) достигнуть значительной точности. Именно, мы могли бы при помощи dm (8) и ds (10) внести поправку, если бы c в значительной мере зависело бы от L и, в меньшей, от $\bar{v}$. Мы сначала выразили бы * $\partial c/\partial v$, как функцию $\bar{v}$. Затем должны были бы построить dm/ds. Приближенно получается:

$$dm = -\frac{m\,dv}{c} - \frac{myg}{c}dt; \qquad \text{(из 8)}$$

$$ds = \bar{v}\,dt = \frac{H}{c}\,\frac{\bar{v} + 2c}{\bar{v} - yg\dfrac{H}{c}}\,dv; \qquad \text{(из 10)}$$

$$\frac{dm}{ds} = -\frac{m}{H}\,\frac{v^2 + 2ygH}{\bar{v}(\bar{v} + 2c)};$$

формула (3) приняла бы тогда вид

$$\frac{\partial\left(\dfrac{Q}{v}\right)}{\partial v} - \frac{\partial c}{\partial v}\,\frac{m}{H}\,\frac{\bar{v}^2 + 2ygH}{\bar{v}(\bar{v} + 2c)} = 0. \qquad (18)$$ [7]

Отсюда мы можем определить $\bar{v}$ и для этой величины вычислить t, m, s и P. Я сам, правда, рассчитывал наивыгоднейшую скорость моей машины другим способом, так как упомянутый выше метод можно было бы рекомендовать, когда

$$|\,\partial c/\partial v\,| < 1/7000.$$

* В (3).

Мы могли бы тогда (особенно легко в случае, когда c не зависит от P) β и g выразить точнее, как функции s, и этим путем точнее определить и другие величины. Формулы второго приближения дали бы истинные значения с точностью до нескольких тысячных. При третьем приближении следовало бы приращение $\bar{v}$ разложить на маленькие отрезки и каждый из них рассчитать по формулам второго приближения. При этом можно было бы для β, c, g, s и т. д. принять более точные средние величины и при соответствующих условиях потом для надлежащего отрезка ввести еще некоторые численные приближения. Можно было бы также внести поправки, поясняющие то, что $\bar{v} \neq v_g$ (ср. с. 428). Но должен здесь заметить, что сам я определял эффективность моих аппаратов другими методами. Эти методы имеют перед формулами (7) — (10) то преимущество, что они: 1) позволяют прямо учитывать зависимость скорости истечения от потребной тяги (т. е., значит, от $\partial c/\partial P$) и применимы к каждому $\partial c/\partial P$; 2) быстрее привели бы к цели, если бы потребовалась бо́льшая точность; 3) при этих методах m_0/m_1 представляется как независимая переменная; 4) они применимы для любой скорости, не только для $\bar{v}$. Но эти методы не дают таких наглядных формул. Мы хотим еще вывести подобную формулу и для β. Из (10а)

$$\beta = \beta_0 e^{-\frac{s-s_0}{H}} = \beta_0 \left[e^{\frac{\bar{v}_0-\bar{v}}{c}} \left(\frac{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v} - \frac{2gH}{c}} \right)^{2\left(1-g\frac{H}{c^2}\right)} \right]^{\frac{H}{H'}}$$

Так как H почти равна H' и, как мы видели, имеет небольшое значение, если мы неточно установим β, то

$$\beta = \beta_0 e^{\frac{\bar{v}_0-\bar{v}}{c}} \left(\frac{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}{\bar{v} - \frac{2gH}{c}} \right)^{2\left(1+g\frac{H}{c^2}\right)}; \tag{11}$$

$$\ln\frac{\beta_0}{\beta} = \frac{\bar{v} - v_0}{c} + 2\left(1 + g\frac{H}{c^2}\right)\ln\frac{\bar{v} - \frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0 - \frac{2gH}{c}}. \tag{11a}$$

§ 4. Аппарат для создания тяги и скорость истечения

В качестве топлива я предлагаю жидкий кислород и горючую жидкость: для верхней ракеты (см. § 3, с. 433) — жидкий водород, для нижней — смесь спирта с водой. Жидкости помещаются в особых сосудах; кислород незадолго до сгорания превращается в газ и нагревается до 700°С; горючее впрыскивается в мелко распы-

ленном состоянии в поток горячего кислорода. Рис. 4 представляет в разрезе устройство аппарата для создания тяги (см. обе схемы в конце работы).

На рис. 4 Z — распылитель. Здесь кислород течет через трубки E диаметром 3—5 см. Снаружи эти трубки окружены горючим, находящимся под давлением в 3—4 атм. Стенки трубок снабжены по возможности мелкими, а также большими отверстиями. На рис. 4, b показан кусок трубчатой стенки в 10-кратном

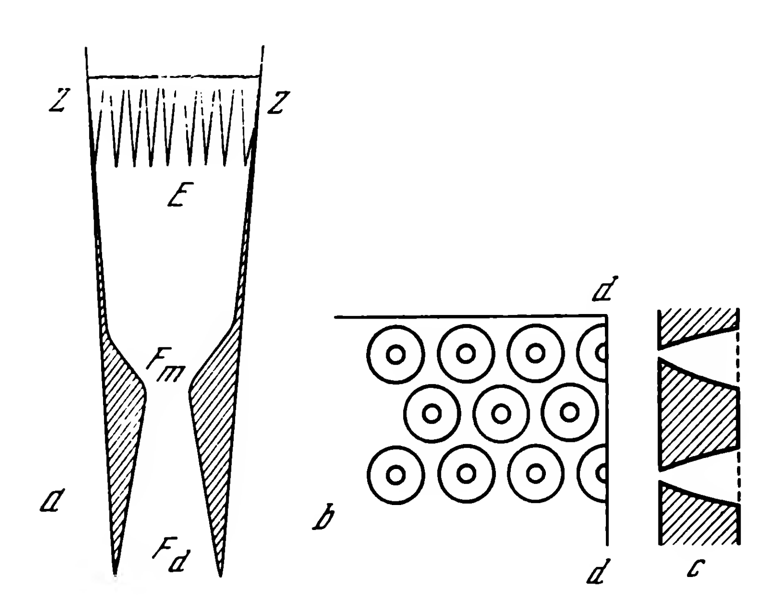


Рис. 4

увеличении в разрезе со стороны горючего. Под распылителем находится камера сгорания. Здесь происходит основное сгорание. Затем идет сужение, горло [сопла] F_m. Оно представляется мне необходимым для создания в камере сгорания некоторого равновесия. Этим я достигаю:

1) более долгого пребывания топлива в камере сгорания;

2) более высокого давления (т. е. большей плотности кислорода);

3) более высокой температуры,

а в итоге — более надежное сгорание [10].

За горлом F_m следует расширяющаяся часть сопла. Оно устроено наподобие сопла Лаваля и расширяется до среза F_d. Подробности я опишу позже (с. 466 и след.)

Истечение газов из воронкообразных сопел за последнее время разработано подробно. Считаю это всем хорошо известным и коснусь этого вопроса лишь вкратце.

Скорость истечения газов из таких широких сопел ($F_d =$ $= 705$ см²) еще не была измерена непосредственно. Как показали проводившиеся до сих пор исследования, можно (в соответствии с теоретическими соображениями) предположить следующее: чем совершеннее форма сопла, чем выше плотность газов и чем шире сопла, тем меньше влияют вредные явления (трение и т. д.), и скорость истечения все более приближается к той величине, которая была вычислена в прошлом столетии на основе термодинамических теорий.

Цейнер («Турбины», с. 261 и сл.) [11] предлагает исчерпывающий вывод теории истечения. Я в устройстве своих ракет так близок к соотношениям его формул, что могу использовать их для обсуждения. Согласно выводам Цейнера («Турбины», с. 155), для каждого сечения сопла

$$c = \sqrt{2 \cdot 9{,}81 \frac{\varkappa}{\varkappa - 1} p_0 V_0 \left[1 - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa}}\right]}, \tag{12}$$

пока $p \geqslant \beta$. При этом я обозначаю: $\varkappa$ — отношение удельной теплоемкости газов при постоянном давлении к удельной теплоемкости газов при постоянном объеме; p_0 — [абсолютное] давление в камере сгорания, в кг/м^2; p — абсолютное давление вытекающих газов в исследуемом сечении, тоже в кг/м^2; c — скорость истечения в этом сечении; p_d — давление на срезе сопла; V_0 — объем (в м^3) 1 кг истекающих газов при соответствующих условиях в камере сгорания. Так как температура в камере сгорания не должна превышать определенного максимума, $p_0 V_0$ зависит только от состава газа. Относительно p_0 и p следует заметить: по Цейнеру, если $p > \beta$, зависимость между поперечным сечением F_d сопла и давлением p для каждого сечения определяется формулой

$$\frac{F_d}{F_m} = \sqrt{\frac{\frac{\varkappa - 1}{\varkappa + 1}\left(\frac{2}{\varkappa + 1}\right)^{\frac{2}{\varkappa - 1}}}{\left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{2}{\varkappa}} - \left(\frac{p}{p_0}\right)^{\frac{\varkappa + 1}{\varkappa}}}}. \tag{13}$$

Отсюда мы выводим: соотношение p_d/p_0 является (в действительности только приблизительно) постоянным, если (как на рис. 4) F_d/F_m и $\varkappa$ (т. е. состав газа) постоянны. Теперь, согласно (12), при определенном составе газа и определенной температуре c_d зависит только от p_d/p_0. Если p_d/p_0 постоянно, то также и скорость истечения будет [почти] постоянна и независима от внутреннего давления. Несмотря на это, здесь при растущем p_0 увеличивается тяга P, так как увеличивается и p_d, а вместе с тем и плотность, т. е., при данном c и F, также и масса вытекающего газа.

Названные формулы являются приближенными. В них не учтены, прежде всего, трение и срыв потока; но даже при идеальном газе они были бы в высшей степени правильны тогда, когда давление на среде было бы равно давлению воздуха, т. е. когда $p_d = \beta$.

Доказательство. По закону реакции известно:

$$P = \iint (p - \beta)\, dF = \iint p dF - \beta F.$$

Согласно (13), при постоянных p_0 и T_0 (T_0 — абсолютная температура в камере сгорания) постоянными были бы также p_d, удельный объем V_d газа у среза [сопла], а согласно (12) — также

еще и скорость истечения c, секундная масса вытекающего газа $(c_d F_d)/V_d$ и ее момент количества движения $c_d\,[(c_d F_d)/V_d]$.

Далее, согласно (12) и (13), был бы также постоянным $\iint p dF$, и тяга в безвоздушном пространстве была бы на βF больше, чем в пространстве с давлением атмосферы β.

Тому же моменту количества движения истекающего газа был бы противопоставлен, таким образом, неравный импульс ракеты, т. е. получилось бы несоответствие с третьим законом Ньютона.

В действительности дело обстоит так, что: 1) при уменьшении β происходит частичный отрыв газа от стенки сопла [12]; при этом, очевидно, уменьшается p и, следовательно, уменьшается также $\iint p dF$; 2) при этом газ в сопле, начиная с F_m, получает сильное ускорение (возрастает c); 3) и наконец, через F_m течет несколько больше газа [13].

При спиртовой ракете (A. R.) модели B, которую я опишу в дальнейшем, скорость истечения, начиная с момента взлета, увеличивается теоретически на 6—7%. Наименьшая величина, которую может иметь c, лежит, по моей оценке, между 1530 и 1700 м/с. (Эта неопределенность, таким образом, больше всей величины, около которой c могла бы варьироваться! Она потому такая большая, что я до сих пор учитывал распылитель только теоретически и не имел возможности проверить экспериментально его работу.)

Если P (а вместе с тем и p_0) уменьшится так, что из соотношения F_d/F_m, согласно (13), следовало бы, что $p_d < \beta$, то c быстро падала бы, а это было бы весьма нежелательно. Если я обозначу через $p_0 - \beta = \ddot{u}$ избыточное давление, то получится

$$\frac{F_d}{F_m} \leqslant \sqrt{\frac{\dfrac{\varkappa-1}{\varkappa+1}\left(\dfrac{2}{\varkappa+1}\right)^{\frac{2}{\varkappa-1}}}{\left(\dfrac{\beta}{\ddot{u}+\beta}\right)^{\frac{2}{\varkappa}} - \left(\dfrac{\beta}{\ddot{u}+\beta}\right)^{\frac{\varkappa+1}{\varkappa}}}}\,.$$

Если будем стремиться к компромиссу, то во всяком случае F_d/F_m оптимальное будет очень близко к F_d/F_m минимальному (у спиртовой ракеты модели B, например, оптимум больше только на 1,9%).

С другой стороны, согласно (12), желательно, чтобы p_d/p_0 было как можно меньше, а F_d/F_m — насколько можно больше. $\ddot{u}$ (и вместе с тем p_0) достигает очень быстро (по техническим причинам) верхнего предела, и мы должны при переменном p_d строить наши ракеты с учетом максимального отношения p_d/p_0. Вследствие этого снижается c; далее, недостатком является то, что p_0 колеблется, т. е. вообще получается меньше, чем могло бы быть при жестко заданном перепаде давления в сопле. Это приводит к следующим последствиям.

Температура в камере сгорания не может превышать определенного максимума. У водородной ракеты (Н. R.) я достигаю этого тем, что расходую больше водорода, чем нужно для соединения H_2O. При превращении в газ этот [избыточный] водород отнимает тепло и уменьшает температуру в камере сгорания. Несмотря на это истекающий [из сопла] газ имеет более легкий удельный вес и бо́льшую c.

Примечание. Для того, чтобы понять это, надо учесть, что диссоциация водяного пара, начинающаяся при 1500°, тоже требует затраты тепла, хотя газ в той же массе при этом не становится легче, чем при сильном добавлении водорода. (Кстати, это имеет значение также для стенки камеры сгорания, [так как] она приходит в соприкосновение не с высокодиссоциированным водяным паром, а с недиссоциированным и сильно рекомбинированным газом.)

По этим же причинам я добавляю воду в спиртовых ракетах. Теперь, чем выше давление, под которым находятся газы, тем больше нагреваются они при том же самом химическом процессе [14] (получается то же самое, что производить этот процесс с газом с последующим подогревом путем сжатия). Таким образом, можно при большом p_0 расходовать больше водорода или водяного пара; поскольку это относительно легче, то произведение $p_0 V_0$, а следовательно, и c увеличиваются.

Возможно, следующее устройство сделает p_0 независимым от тяги P: можно было (см. рис. 5) сопло на некотором отрезке сделать цилиндрическим или несколько сходящимся и со стороны камеры сгорания ввести в него регулирующий стержень e (подобно устройству на пельтоновских водяных турбинах). (Уже упоминавшаяся модель В не нуждается в таком стержне, потому что здесь тяга для спиртовой ракеты почти постоянна. Водородная ракета (Н. R.) по техническим причинам вообще не может выдерживать скорость $\bar{v}$,— что, впрочем, как мы увидим на с. 475, не особенно существенно. Здесь тяга полностью постоянна. Таким образом, фактически здесь p_0 и c должны быть постоянными.)

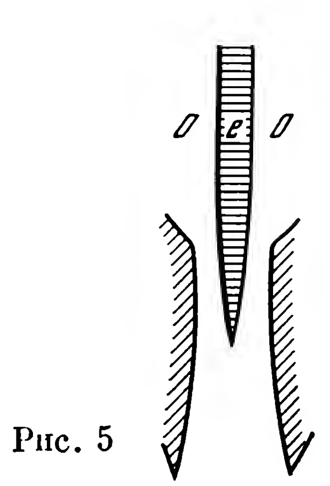


Рис. 5

Сечение среза сопла F_d у спиртовой ракеты определяется из условия, чтобы в том месте, где P/β наименьшее, истекающей газ при давлении β и абсолютной температуре $T_d = T_0\,(p_d/p_0)^{(\varkappa-1)/\varkappa}$ заполнял в 1 с пространство cF_d.

Количество тепла, которое выделяется при окислении (горении), равно количеству тепла, воспринимаемому охлаждающим веществом и продуктами сгорания, так как теплом, отдаваемым камерой сгорания в окружающее пространство, можно пренебречь.

Термохимические таблицы указывают теплоту сгорания большей частью для случая, когда сгорание происходит под давлением в 1 атм и все участвующие здесь вещества приводятся к температуре +15°C. Поэтому расчет надо производить следующим образом.

Количество тепла, которое возникает при окислении, равно количеству тепла, необходимому для нагрева горючего и кислорода до 15°C, плюс тепло, необходимое для того, чтобы продукты сгорания привести по формуле Пуассона к 1 атм и к [начальной — 15°] температуре.

Приведенная температура рассчитывается отдельно для двух- и трехатомных газов по формуле $T_1 = T_0 \, (1 am/p_0)^{(\varkappa-1)/\varkappa}$, где $\varkappa$ в первом случае равно 1,406, во втором — 1,30, а T_1 и T_0 — абсолютные температуры. Отсюда рассчитывается T_1. В предыдущем изложении давалось [стехиометрическое] соотношение между горючим и кислородом, исходя из химических соображений. Так, например, 46 г этилового спирта связывают с 96 г кислорода, или 8 г кислорода с 1 г водорода. Мы можем, таким образом, вычислив T_1, определить по этой формуле соотношение между топливом и охлаждающим веществом.

Чтобы испарить H килограммов жидкого водорода с температурой —253°C и довести его температуру до приведенной абсолютной температуры T_1, необходимо подвести $H \cdot 3{,}400 \, (T_1 + 12)$ ккал (если T_1 лежит значительно выше точки кипения). Это число получают следующим образом.

Пусть T_2 будет температура, при которой удельная теплоемкость газа при 1 атм c_p будет постоянной. Теперь надо определить количество тепла, необходимое для нагрева 1 кг от точки кипения до T_2. Пусть это будет Q_2.

При изменении температуры от T_2 до T_1 1 кг вещества получает тепла $Q = c_p \, (T_1 - T_2)$, т. е. в целом $Q_1 + Q_2 = c_p \, (T_1 + (Q_2/c_p - T_2)$.

Для водорода $c_p = 3{,}400$ ккал/кг и $(Q_2/c_p) - T_2 = 12°$, т. е. 1 кг водорода выделяет при сгорании $3{,}400 \, (T_1 + 12)$ ккал, а H кг в H раз больше тепла.

Для того чтобы испарить S кг жидкого кислорода от температуры —183°C и довести до T_1, надо

$$S \cdot 0{,}218 \, (T_1 + 144) \text{ ккал.}$$

Если вместо кислорода взять жидкий воздух, то азот, который он содержит, будет действовать как охладитель. При атмосферном давлении для N кг жидкого азота требуется для повышения температуры от —195,7°C до T_1

$$N \cdot 0{,}244 \, (T_1 + 121) \text{ ккал.}$$

Вычислять дальше, значило бы зайти слишком далеко. Тому, кто захочет проверить мои данные, лучше всего найти недостаю-

щие цифры в физико-химических таблицах Ландольта и Бернштейна.

Если известны состав газа и T_1, нетрудно вычислить $p_0 V_0$.

До применения формул (12) и (13) надо вычислить $\varkappa$ для истекающего газа в общем еще один раз. У спиртовых ракет образуются почти только трехатомные газы, здесь $\varkappa = 1{,}30$. В водородной ракете истекают водяной пар и водород. Здесь при увеличивающемся содержании водорода $\varkappa$ увеличивается.

$\frac{\text{Вес кислорода}}{\text{Вес водорода}}$	0,8	0,9	1,0	1,1	1,2	1,3	1,4
$\varkappa$	1,4	1,398	1,396	1,394	1,393	1,391	1,389

$\frac{\text{Вес кислорода}}{\text{Вес водорода}}$	1,5	1,6	1,7	1,8	1,9
$\varkappa$	1,388	1,386	1,385	1,384	1,383

§ 5. Свободный полет ракеты

Если топливо израсходовано или по каким-либо другим причинам тяга прекращается, ракета летит дальше со скоростью v_1; эта скорость составляется из $\bar{v}_1$ и тангенциальной скорости w (в результате вращения Земли и скорости ветра). Таким образом, v_1 есть движение относительно неподвижной системы координат, по отношению к которой центр Земли занимает неизменное место.

Обычные баллистические формулы неприменимы к полету ракеты, так как, во-первых, v_1 есть величина порядка 1—10 км/с; при таких скоростях нужно учитывать, что земное притяжение с высотой уменьшается и не остается параллельным самому себе (т. е. не направлено к одной бесконечно отдаленной точке). Во-вторых, сопротивление воздуха для ракет имеет меньшее значение, чем для снарядов. Это опять-таки упрощает вычисление.

Влияние сопротивления воздуха. Предположим, что $\bar{v}_1$ — скорость относительно окружающего воздуха в момент, когда прекращается тяга. Обозначим сопротивление воздуха L_1, давление атмосферы в этой точке β_1. Через $t_2 - t_1$ секунд скорость будет $\bar{v}_2$, сопротивление воздуха L_2, давление β_2.
Получается

$$L_2 = L_1 \frac{\bar{v}_2^2}{\bar{v}_1^2} \frac{\beta_2}{\beta_1} = L \frac{\bar{v}_2^2}{\bar{v}_1^2} e^{-\frac{\int \bar{v}\, dt}{H}} .$$

Учитывая, что $\bar{v}$ изменяется мало, мы, пока приходится иметь дело с значительным сопротивлением воздуха, можем написать и так:

$$\bar{v}_1 \approx \bar{v}_2; \qquad L_2 \approx L_1 e^{-\frac{\bar{v}_1 t}{H}} .$$

Замедление из-за воздушного давления

$$\int_{t_1}^{t_2} \frac{L}{m_1} dt \approx \frac{L_1}{m_1} \frac{H}{\bar{v}_1} \left(1 - e^{-\frac{\bar{v}_1(t_2 - t_1)}{H}}\right).$$

Общее замедление

$$\int_0^\infty \frac{L}{m_1} dt \approx \frac{L_1}{m_1} \frac{H}{\bar{v}_1}. \qquad (14)$$

Если наивыгоднейшей скоростью в точке s_1 была $\bar{v}_1$, то (см. § 3) $L/m_1 = g$; значит, общее замедление равно $H/\bar{v}_1 g$. Если скорость v_n отстала от $\bar{v}_1$ (см. § 4), то общее замедление из-за сопротивления воздуха будет меньше; соответственно

$$\int_{t_2}^\infty \frac{L'}{m_1} dt \sim \frac{H}{v_n} \frac{L_1}{m_1} \frac{v_n^2}{\bar{v}_1^2} = \frac{H}{\bar{v}_1} \frac{L_1}{m_1} \frac{v_n}{\bar{v}_1},$$

значит, только в $v_n/\bar{v}_1$ раз больше.

Для $g = 9{,}6$ м/с^2 и $\bar{v}_1 = 1000$ м/с и соответствующих остальных величин мы получаем, например,

$$\int_{t_1}^\infty \frac{L}{m_1} dt \approx 73 \text{ м/с}$$

(точнее: 69 м/с. Разница отчасти потому так мала, что компенсируются разные сделанные нами ошибки).

Для $\bar{v}_1 = 10\,000$ м/с; $L_1'/m_1 = 3$ м/с^2 (здесь s, а поэтому и содержание водорода в воздухе и H больше) общее замедление составляет 2,2 м/с, т. е. пренебрежимую величину.

Энергия, высота и скорость. Для того чтобы поднять тело в пределах земного притяжения (все равно, по какой траектории) с высоты h над центром Земли на высоту $h + dh$, требуется затратить работу

$$dA = m_1 g dh = m_1 g_0 (r^2/h^2)\, dh^{[15]}.$$

Для того чтобы поднять тело с высоты h_1 до h_2, требуется энергия (рис. 6)

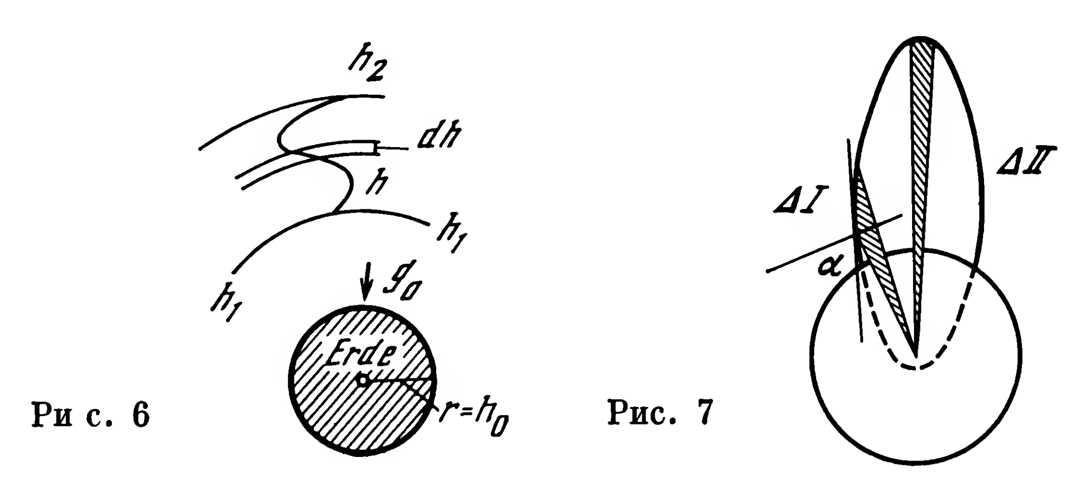
$$A = \int_{h_1}^{h_2} dA = m_1 g h_0^2 \left(\frac{1}{h_1} - \frac{1}{h_2}\right). \qquad (15)$$

Если тело поднялось на бо́льшую высоту за счет своей скорости, т. е. кинетической энергии, то $A = {}^1/_2\, m_1 (v_1^2 - v_2^2)$; как всегда, v_1 и v_2 направлены [по траектории]. Из обеих формул следует

$$v_1^2 - v_2^2 = 2 g_0 h_0^2 (1/h_1 - 1/h_2) = 2 g_1 h_1^2 (1/h_1 - 1/h_2). \qquad (16)$$

Эта формула действительна, конечно, только в том случае, когда можно не учитывать влияния остальных небесных тел.

Если $\vec{v}_1$ расположено к земной поверхности не перпендикулярно (у моей ракеты $\vec{v}_1$ является результирующей вертикальной $\vec{v}_1$ и горизонтальной $\vec{w}$), то тело описывает линию конического сечения: для $v_1^2 < 2g_1h_1$ эллипс, для $v_1^2 = 2g_1h_1$ параболу, для $v_1^2 > 2g_1h_1$ гиперболу. Если мы попробуем представить центр Земли



Ри с. 6 Рис. 7

и тело соединенными прямой, то она (прямая) опишет в одинаковые отрезки времени одинаковые поверхности (второй закон Кеплера).

Если v_2 есть скорость в высшей точке орбиты, а dt — определенный (исчезающе малый) отрезок времени, то имеем [рис. 7]

$$\triangle\mathrm{I} = \triangle\mathrm{II}.$$

Стороны в треугольнике $\triangle$ I будут: v_1dt; h_1; $h_1 + v_1dt \sin\alpha$ (α — угол, образуемый v_1 с горизонталью).

Я обозначаю половину суммы сторон через S; S уменьшается с S_a, S_b или S_c; тогда, как известно,

$$\triangle\mathrm{I} = \sqrt{SS_aS_bS_c} =$$
$$= \sqrt{\frac{1}{2}[2h_1 + v_1(\sin\alpha + 1)dt]\frac{1}{2}[2h_1 + v_1(1 - \sin\alpha)]\,dt} \times$$
$$\times \sqrt{\frac{1}{2}(v_1\,dt + v_1\,dt\sin\alpha)\frac{1}{2}(v_1\,dt - v_1\,dt\sin\alpha)}$$

или, так как члены, содержащие dt, исчезающе малы по сравнению с теми, которые не содержат dt, то

$$\triangle\mathrm{I} = \sqrt{h_1^2\left(\frac{1}{2}v_1\,dt\right)^2(1 - \sin^2\alpha)} = v_1h_1\cos\alpha\frac{dt}{2}.$$

У треугольника II стороны равны: v_2dt; h_2; h_2. Таким образом

$$\triangle\mathrm{II} = \sqrt{\frac{1}{2}(2h_2 + v_2\,dt)\frac{1}{2}(2h_2 - v_2\,dt)\frac{1}{2}v_2\,dt\frac{1}{2}v_2\,dt} =$$
$$= h_2v_2\frac{dt}{2}.$$

Поскольку $\triangle \text{I} = \triangle \text{II}$, получается также

$$h_1 v_1 \cos \alpha = h_2 v_2; \quad v_1^2 - v_2^2 = v_1^2 \, [1 - (h_1^2/h_2^2) \cos^2 \alpha];$$

если подставить это в (16), то

$$v_1^2 \, [1 - (h_1^2/h_2^2) \cos^2 \alpha] = 2 g_1 h_1^2 \, (1/h_1 - 1/h_2).$$

В случае эллипса это уравнение имеет два корня, так как имеются две точки (а именно: наивысшая и самая низкая), через которые проходит эллиптическая орбита. Выражение для наивысшей точки (т. е. для высоты подъема ракеты) таково:

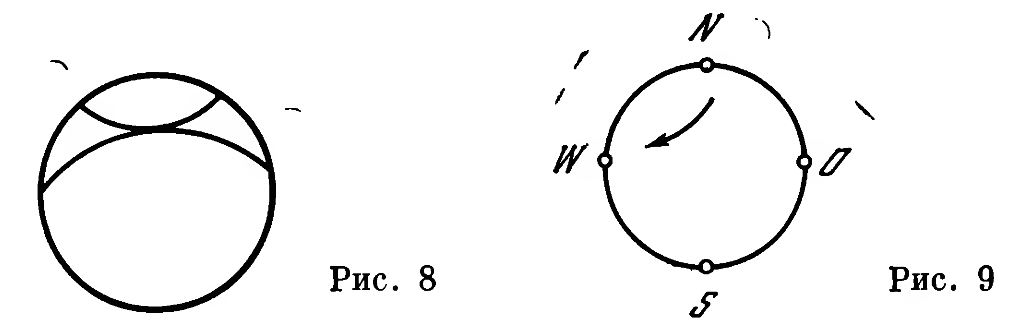


Рис. 8

Рис. 9

$$h_2 = h_1 \frac{g_1 h_1 + \sqrt{g_1^2 h_1^2 - (2 g_1 h_1 - v_1^2)\, v_1^2 \cos^2 \alpha}}{2 g_1 h_1 - v_1^2}. \tag{17}$$

У моей ракеты $\vec{v}$ направлена перпендикулярно земной поверхности, т. е. так же, как $\vec{w}$. Таким образом, $v_1^2 = \vec{v}_1^{\,2} + w^2$; $v_1 \cos \alpha = w$.

Выражением высоты подъема будет

$$h_2 = h_1 \frac{g_1 h_1 + \sqrt{g_1^2 h_1^2 - (2 g_1 h_1 - \vec{v}_1^{\,2} - w^2)\, w^2}}{2 g_1 h_1 - \vec{v}_1^{\,2} - w^2}. \tag{17a}$$

Место приземления. Несмотря на то, что моя ракета поднимается вертикально, она снижается не в том месте, с которого поднялась. Ее отклоняют, во-первых, воздушные потоки (горизонтальная составляющая ее движения полностью равняется боковому движению воздушных слоев), во-вторых, отклонение происходит и по космическим причинам. Вследствие вращения Земли ракета движется от точки пересечения перпендикуляра с земной осью, если рассматривать под обведенным вокруг небесного свода максимальным кругом. Этот круг проходит вначале точно с запада на восток, но потом отклоняется в сторону экватора, если само место подъема не расположено на экваторе (см. рис. 8). Далее, угловая скорость ракеты по отношению к центру Земли меньше угловой скорости точки на земной поверхности, над которой как раз находится ракета. Это обусловливает отклонение к западу. На рис. 9 стрелка соединяет географические точки, над которыми пролетает ракета. Эту кривую легко рассчитать. Благодаря этому поиски ракеты облегчаются.

§ 6. Опорное ускорение (Andrück [16])

Считаю, что нижеприводимые физические представления будут полезны для лучшего понимания некоторых явлений, связанных с подъемом нашего аппарата, и для упрощения последующих выводов.

Если на полном ходу затормозить автомобиль, то все его пассажиры, как и каждая частица тела, пропорционально ее массе, будут брошены вперед; если автомобиль едет с ускорением, то они будут отброшены назад.

Если на Земле отнять опору у какого-либо тела или системы тел, оно упадет с ускорением в 9,81 м/с^2. Если вмешательство какой-либо силы извне воспрепятствует падению, то создадутся некоторые напряжения тяги и давления в теле: тело будет прижато к опоре.

Определение. Тело подвергнется опорному ускорению, т. е. на каждую мельчайшую частицу тела будет действовать сила, исходящая не от соседних молекул, действующая на все частицы в одном и том же направлении и пропорциональная их массе, сообщающая каждой частице одинаковое ускорение; но опора препятствует телу подчиняться действию этой силы.

Мы будем говорить только о таком теле, которое по сравнению с радиусом действия молекулярных сил велико, но по сравнению с большими небесными телами ничтожно мало. (Можно было бы обсуждать также явления адгезии, капиллярности и т. д., с одной стороны, и явления прилива, отлива и пр., с другой, также с точки зрения воздействия опорного ускорения.)

Поскольку каждое движение относительно, опорное ускорение имеет место тогда, когда все молекулы тела получают определенное ускорение, но тело остается неподвижным (воздействие силы тяжести), как и тогда, когда молекулы стремятся сохранить состояние покоя, а само тело приходит в движение (воздействие сил инерции). Выражение «опора» здесь следует понимать широко: каждая сила, удерживающая тело, может рассматриваться как опора, если только она сама не сообщает каждой частице массы одинакового ускорения. Поэтому книга, лежащая на столе, имеет такую же опору, что и висящая лампа; жидкость в сосуде имеет опору — так же, как и плавающее тело; имеют опору и обрезки бумаги, висящие на наэлектризованном стержне, или железки, повисшие на магните. И электрические, и магнитные силы притяжения не дали бы каждой молекуле одинакового ускорения (как в случае силы тяжести). Но по нашему определению, велосипедист не имеет опоры на разорванном [верхнем] участке петли (рис. 10). Правда, при этом велосипедист не может упасть под действием земного притяжения, так как ему будет мешать центробежная сила. Но эта сила сама будет одинаково ускоряюще действовать на каждую частицу; тяжесть и центробежная сила сохраняют в каждом атоме равновесие, и тело движется (не считая воз-

душного сопротивления) так, как двигался бы каждый атом, если бы он был свободно подвижным. Таким образом, при движении тела не возникают напряжения растяжения или сжатия между отдельными атомами; вообще тело не испытывает никакой нагрузки. Но если бы оно было «оперто», то опорное ускорение действовало бы так, что между отдельными молекулами возникало бы напряжение растяжения или сжатия.

Опорное ускорение имеет размерность ускорения (по технической измерительной системе в метрах за 1 с²) и является векторной величиной. Его физическое воздействие зависит только от его абсолютной величины, от природы тела, подвергающегося воздействию силы, и от характера опоры, но не от создающей силу массы.

Примеры опорного ускорения.

a. *Опорное ускорение*, вызываемое силами, которые держат все находящиеся на Земле предметы неподвижными (вернее, тела, не имеющие ускорения), является в основном результатом земного

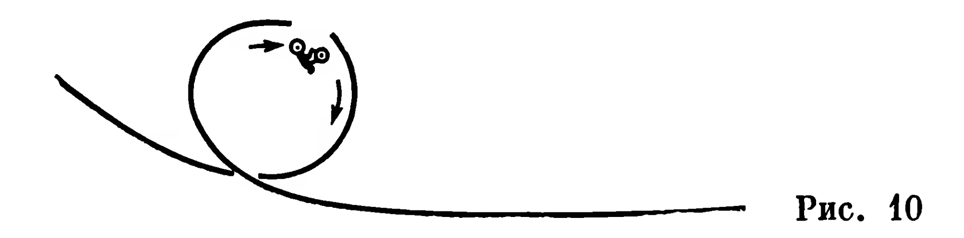


Рис. 10

ускорения (от 9,80 до 9,83 м/с²). Сюда относится также опорное ускорение, зависящее от вращения Земли, а также те силы, которые вызывают приливы и отливы. На Марсе притяжение составляет только 3,72 м/с²; на поверхности Солнца оно составляло бы 271 м/с².

b. *Опорное ускорение*, вызываемое силами инерции (пример с автомобилем). При толчке твердое тело на короткий момент испытывает очень сильное опорное ускорение. Если биллиардный шар из слоновой кости с высоты 20 см упадет на мраморную плиту, он будет лететь со скоростью примерно 2 м/с. Эта скорость тормозится во время удара, при этом участок торможения ни в одном месте шара не будет превышать 1 мм. Среднюю величину опорного ускорения во время удара (a) можно определить из формул (s — участок торможения, t — длительность удара, v — скорость перед ударом)

$$v = at; \quad s = {}^{1}/_{2}at^2; \; t = v/a; \; s = v^2/2a; \; a = v^2/2s.$$

В нашем случае средняя величина опорного ускорения составляла бы: $a = 4 : 0{,}002 = 2000$ м/с².

Максимальное значение еще выше.

Другие примеры опорного ускорения вследствие инерции можно проследить при вращательном движении. Здесь особенно наглядно видно векториальное сложение ускорения от силы тяжести и центробежной силы.

c. *Отсутствие опорного ускорения* мы наблюдаем на Землѐ только тогда, когда сила инерции тела равна его весу, т. е. когда тело свободно следует силе притяжения, значит, при отсутствии опоры у тела (брошенного или падающего). Но и в этих случаях опорное ускорение отсутствует полностью только тогда, когда тело не движется; такое состояние может вообще длиться только мгновение (движущееся тело поддерживается сопротивлением воздуха).

В общем, естественно, отсутствие опорного ускорения встречается чаще. Например, на Солнечную систему (как и на весь кос-

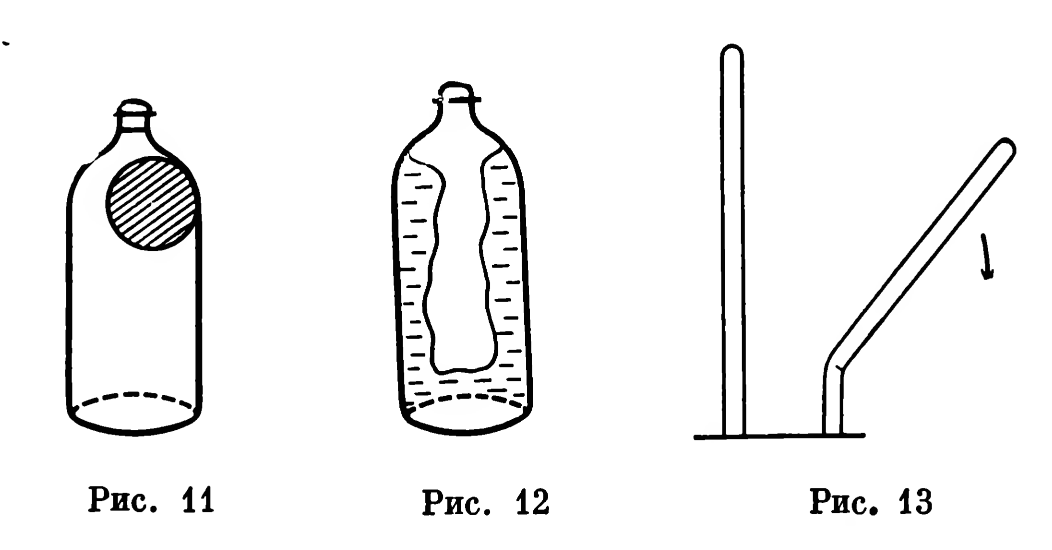


Рис. 11 Рис. 12 Рис. 13

мос) нет воздействия никаких сил, вызывающих опорное ускорение, или, например, действующие извне на систему силы взаимно друг друга уничтожают (в качестве примера могут служить неподвижные звезды в системе Млечного пути). Еще случай — когда тело свободно подчиняется каждой силе притяжения (звезды на краю Млечного пути, планеты и т. д.).

Отсутствие опорного ускорения проявляется в том, что отдельные части движущейся системы не стремятся переместиться друг относительно друга. Поэтому подвижные части располагаются в зависимости от сил, действующих внутри системы. Например, если я прыгну с достаточной высоты в воду с зажатой в руке бутылью со ртутью, то ртуть в середине бутыли образует шар, который пристанет только к одному месту на стекле (для компенсации воздушного сопротивления я буду держать бутылку сначала несколько выше головы, а потом резко перемещу ее вниз; придется передвигать ее часто также несколько в сторону). Однако смачивающие [стенки] жидкости (например, вода) стремятся подниматься по стенкам, вытесняя воздух к середине бутыли (рис. 12) (это получается только при влажных стенках бутыли, иначе вода не успеет подняться). Если положить на дно бутылки с водой гальку, то она поднимется со дна.

Если можно пренебречь действующими в системе силами, то все свободно двигающиеся частицы системы останутся в отношении друг друга в одном и том же положении или сохранят одинаковое

движение. Если, совершая прыжок в воду, я буду держать в руке камень, а затем его выпущу, он останется в том же положении относительно моего тела. Если я его оттолкну, то он станет равномерно от меня двигаться дальше. При этом его поперечная нагрузка из-за воздушного сопротивления должна тогда быть равна моей поперечной нагрузке — значит, камень должен быть довольно большим.

Состояние опорного ускорения характеризуется тем, что каждая часть системы будет стремиться по возможности перемещаться вертикально; та сила, которая возникает при этом, будет равна произведению массы на ускорение.

Примеры. Отвес точно показывает направление ускорения от силы тяжести. Сила, с которой натянута нитка, прямо пропорциональна ускорению. Поэтому опорное ускорение можно измерять перемещением, которое совершает эластичная пружина под действием определенного груза. Жидкости стремятся как можно больше перемещаться в вертикальном положении. Сосуд, наполненный жидкостью, может быть разорван ею. (Боковое давление — тоже пропорционально опорному ускорению; это обстоятельство следует учитывать при расчете, например, толщины стенок моей ракеты.) Жидкости, налитые в тонкие и высокие сосуды, стремятся их сломать (рис. 13; если герметически закрыть сосуд, то этому можно воспрепятствовать путем такого наполнения, при котором внутреннее давление станет больше внешнего).

Суспензированные в воде тела другой плотности будут, вопреки молекулярным силам, осаждаться из нее и при прочих равных условиях тем быстрее, чем больше опорное ускорение. Из-за гравитационного опорного ускорения молоко, например, сепарируется за 24 ч, в сепараторе этот же самый процесс совершается за 5—6 мин. В кипящих жидкостях пузырьки газа будут подниматься тем быстрее, чем больше опорное ускорение, но конденсирующиеся частицы жидкости быстрее упадут опять в жидкость и поэтому не будут уноситься, и т. д.

Короче, все явления, которые мы наблюдаем под влиянием земного притяжения, будут проявляться тем интенсивней, чем больше ускорение, а действующие на тела силы будут пропорциональны ускорению.

§ 7. Обсуждение. Результаты наших исследований

При выведении формул тяги можно производить более точные расчеты (см. с. 434—435 и далее) при помощи небольших поправок в величинах первого приближения. Поскольку поправки так невелики, что не меняют существа дела, то мы можем применять эти формулы вместе с формулами истечения и импульса, чтобы, пользуясь ими, иметь возможность обсуждать эффективность и принцип действия ракет. Поступая так, мы видим:

1. Если определенная ракета должна пересечь определенной толщины слой воздуха, получив определенный импульс, то имеется определенная скорость $\bar{v}$, при которой расход топлива будет минимальным. Но $\bar{v}$ еще не является наивыгоднейшей скоростью; скорость v_g будет на незначительную величину меньше $\bar{v}$, но нас здесь эта величина в дальнейшем не интересует.

2. Из формулы (18) (с. 438) мы видим, что для $\bar{v}$ имеет важное значение, если скорость истечения c зависит от требующейся величины тяги P. Формула (4) и следующие действительны только для постоянного значения c.

3. Формулу (4) мы можем написать так:

$$\left(\frac{mg}{F}:\beta\right)\frac{1}{\bar{v}\frac{d\gamma}{d\bar{v}}+\gamma}=\bar{v}^2.$$

Для $\bar{v}>460$ м/с γ будет постоянной;

$$\frac{d\gamma}{d\bar{v}}=0,\qquad \bar{v}\,\frac{d\gamma}{d\bar{v}}=0\quad \text{и}\quad \frac{1}{\bar{v}\frac{d\gamma}{d\bar{v}}+\gamma}\qquad \text{равна постоянной.}$$

Теперь все обсуждаемые аппараты, особенно с [геометрически] подобными головками, будут иметь одинаковую γ. Вес ракеты — mg; mg/F представляет, таким образом, нагрузку на поперечное сечение, и мы можем сказать, что наивыгоднейшая скорость для s и ds зависит только от соотношения между нагрузкой на поперечное сечение и плотностью воздуха (при этом вес, мидель, нагрузка на поперечное сечение и плотность воздуха могут быть любыми).

4. Из формулы (7b)

$$t_1-t_0=\left(\frac{c}{g}+\frac{H}{c}\right)\ln\frac{\bar{v}_1-\frac{2gH}{c}}{\bar{v}_0-\frac{2gH}{c}}-\frac{c}{g}\ln\frac{\bar{v}_1}{\bar{v}_0}$$

следует (так как g и H могут считаться постоянными), что t_1-t_0 зависит от c, $\bar{v}_0$ и $\bar{v}_1$, при данном c и $\bar{v}_0$ только от $\bar{v}_1$. Подобно этому, и m_0/m_1 при данном c и $\bar{v}_0$ зависит лишь от $\bar{v}_1$. Тоже b, P/m_0 s_1-s_0, $\beta_0-\beta_1$ и т. д. (см. (8а), (9а), (10а), (11)). Если мы составим таблицу, в которой $\bar{v}$ будет аргументом, а приведенные величины функциями, то такая таблица будет пригодна для расчета всех ракет с $\bar{v}_0$ и c без учета того, как реализуются $\bar{v}_0$ и c, т. е. без учета того, как велики в отдельности вес, мидель [ракеты] или плотность воздуха, или какие температуры и состав истекающего газа, или как велики в отдельности p_d/p_0, β_0 и т д.

Далее, в дифференциальных формулах не содержались еще $\bar{v}_0$, s_0 и т. д. Мы могли при интегрировании вместо $\bar{v}_0$ принять какое-либо другое значение $\bar{v}$ (скажем, $\bar{v}_a$), тогда мы получили бы формулы для $\bar{v}_b-\bar{v}_a$, s_b-s_a, $\ln(m_a/m_b)$ и т. д. Но по правилам интегри-

рования теперь получается $\int_a^b dx = \int_c^b dx - \int_c^a dx$, т. е. таблица годится вообще для всех ракет и для каждого топлива, если только скорость $\bar{v}$ и скорость истечения c известны.

Если начальная скорость $\bar{v}_a$, конечная скорость $\bar{v}_b$, то время $t_b - t_a = (t_b - t_0) - (t_a - t_0)$. Расход топлива следует из $\ln(m_a/m_b) = \ln(m_0/m_b) - \ln(m_0/m_a)$. Высота $s_b - s_a = (s_b - s_0) - (s_a - s_0)$ и т. д. Значение b (7с) не имеет к этому расчету отношения, так как ускорение есть уже производная скорости по времени.

Для наглядности я прилагаю таблицу, в которой приведены эти величины для $c = 1400$ м/с, $H = 7200$ м.

$\bar{v}$, м/с	$t - t_0$, с	b, м/с²	$\log m_0/m$	m_0/m	P/m_v, м/с²
500	0,0	11,7	0,0000	1,000	31,4
600	7,3	17,0	0,0754	1,190	30,9
700	11,9	23,3	0,134	1,362	31,4
800	16,1	30,1	0,191	1,552	31,4
900	21,5	37,8	0,240	1,738	33,0
1000	21,5	40,0	0,286	1,931	34,1
1200	25,2	64,1	0,371	2,349	35,6
1400	27,7	84,3	0,448	2,803	37,0
1500	29,0	95,0	0,486	3,062	37,2
1700	31,2	117,1	0,560	3,631	37,8
2000	33,6	153,7	0,625	4,217	41,2
2200	35,0	179,5	0,735	5,434	36,7
2400	35,9	206,0	0,808	6,427	35,1
2600	36,5	234,0	0,872	7,446	34,1
3000	38,2	291,5	1,006	10,139	29,9
3400	39,3	351,0	1,138	13,74	26,9
3800	40,3	414,0	1,267	18,49	23,4
4000	40,7	447,0	1,330	21,38	21,8

Если у ракеты при $c = 1400$ м/с, например, $\bar{v}_a = 800$ м/с, $\bar{v}_b = 3000$ м/с и мы желаем знать, каков будет $\log(m_a/m_b)$, тогда мы должны вычислить $\log(m_{(500)}/m_{(800)})$ и $\log(m_{500}/m_{3000})$ и вычесть первый из второго; это будет $\log(m_a/m_b) = 0{,}815$, т. е. $m_a/m_b = 6{,}5$. Длительность приложения импульса $38{,}2 - 16{,}1 = 22{,}1$ с [17].

5. Если я поставлю, как было сказано на с. 433, несколько ракет одну над другой, как показано на рис. 15 [18] в разрезе, то вычисление было бы очень простым, если c для всех ракет одинаково, если $\bar{v}_{(\vec{M}+m_0+\ldots)} = \bar{v}_{(m_0+\ldots)}$ и если аппарат действительно достигает этой скорости. Тогда мы просто смогли бы применить нашу

таблицу. Мы могли бы также подставить идеальное m_0/m_1, так что

$$\frac{m_0}{m_1} = \frac{\vec{M} + m_0 + \cdots}{\vec{M} + m_0 + \cdots} \cdot \frac{m_0 + \cdots}{m_1 + \cdots}.$$ (см. с. 433).

Отсюда сразу видно, что m_0/m_1 и, следовательно, $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ могут быть любой величины. При этом надо иметь в виду, что каждая ракета должна быть больше, чем все находящиеся над ней (вместе взятые), иначе все дополнительные устройства, необходимые из-за разделения, весили бы слишком много. Так, например, каждая ракета должна иметь отдельный двигатель и т. п.

И в том случае, когда скорость $\bar{v}$ не соблюдается, также заметны преимущества составной ракеты — ведь это значит: нести с собой меньше мертвого груза. Здесь тоже, конечно, v_1/c может быть любой величины.

Однако надо учесть, что

$$\frac{\vec{M}_0 + \cdots + \mu_0}{\mu_1} > \frac{m_0}{m_1}$$

и это выражение растет по отношению к $(\bar{v}_1 - \bar{v}_0)/c$ по экспоненциальному закону. Если только наиболее благоприятная скорость не соблюдается, то затраты вещества станут, конечно, еще больше, и мы быстро дойдем до совершенно невозможных значений. Таким образом, для v_1 имеется все же предел.

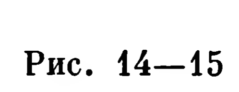


Рис. 14—15

6. Из (8а):

$$\bar{v}_1 - \bar{v}_0 = c\,[\ln(m_0/m_1) - 2g\,(t_1 - t_0)]$$

следует, что величина $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ будет тем больше, чем больше c, m_0/m_1 или чем меньше $t_1 - t_0$. (Изменения величины g в этом случае играют небольшую роль.) Слова «чем больше будет m_0/m_1» означают при данном m_0 не что иное, как «чем меньше будет m_1».

7. При высоких скоростях $\ln(m_0/m_1)$ приблизительно обратно пропорционален скорости истечения c. Так как здесь величина $\ln(m_0/m_1)$ большая, обычно бывает выгоднее увеличивать c, чем отношение m_0/m_1.

Примечание. Имеется простой критерий того, когда устройство, увеличивающее массу пустой ракеты, но повышающее скорость истечения c, увеличивает подъемную силу и когда нет.

Предположим, M_0 — масса полной, а M_1 — масса пустой ракеты; μ — масса устройства, которое должно увеличивать скорость истечения; пусть C будет более высокая, c — меньшая скорость истечения. Буквой V_x я обозначаю идеальную тягу в случае C (см. (19), с. 434). Буквой v_x—в случае c. Те-

перь $\overline{V} > \bar{v}$, если $V_x > v_x$ (Изменение $\int Q dt$ не играет здесь никакой роли.)

$$c(\ln M_0 - \ln M_1) = v_x;$$

$$C[\ln(M_0 + \mu) - \ln(M_1 + \mu)] = V_x;$$

Если $V_x > v_x$, то

$$c(\ln M_0 - \ln M_1) < C[\ln(M_0 + \mu) - \ln(M_1 + \mu)],$$

т. е. $$\frac{\log(M_0 + \mu) - \log(M_1 + \mu)}{\log M_0 - \log M_1} > \frac{c}{C}.$$

8. Прочность моей ракеты основана главным образом на ее внутреннем избыточном давлении, подобно прочности наполненного до отказа баллона. При расчете прочности я исходил из формул, выведенных теоретически для избыточного заполнения; над тонкостенным резиновым пузырем я протянул полотняный мешочек определенной формы; все вместе я проверил на аппарате, представленном на рис. 16. A — стеклянная трубка в 1 см шириной, служившая в то же время манометром; B — воронка, C — линейка, повешенная отвесно на нитке D и показывающая уровень воды; E — просверленная пробка; F — мешочек. Край E смазывается тальком или вазелином; F перевернут и наполнен водой. Затем E втыкается в F и крепко соединяется. Потом все вместе поворачивается, и E уплотняется так, чтобы A можно наполнить водой; затем через B вливается столько воды, что создается необходимое напряжение. H — стеклянная трубка с зажимным рукавом, через который можно выпустить из F воду или вдуть туда воздух. G — кусок сухой глины, пригнанный к головке F. Сверху приклеивается доска I, на которую можно класть еще дополнительный груз K.

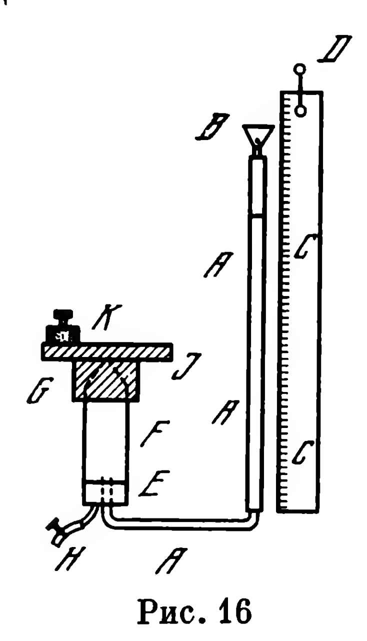


Рис. 16

Соотношение между содержимым и массой топливных баков выглядит при избыточном давлении так.

Если при подобной форме сходственные длины возрастают в a раз, то поверхность увеличивается в a^2, а объем — в a^3 раз. При неизменяющемся внутреннем избыточном давлении в котле напряжения растяжения возрастают в a раз, так что стенка должна стать в a раз толще (если не обращать внимания на то, что тонкая жесть несколько прочнее, чем толстая). Стенка большого котла будет поэтому весить в a^3 раза больше. Соотношение между содержимым и весом стенки, таким образом, не изменяется.

Если внутреннее давление возрастает в p раз, то и соответственно напряжения растяжения, а вместе с тем и вес стенки, возрастают в p раз. Соотношение между содержимым и весом стенки становится, таким образом, в p раз меньше. Поскольку теперь стенки сосуда

с жидкостью составляют значительную часть m_1 (с. 466 и 474), то следует стремиться к тому, чтобы внутреннее добавочное давление было не слишком большим.

9. Боковое давление жидкостей пропорционально опорному ускорению (см. с. 449, § 6). Поэтому при больших ускорениях стенки сосудов с жидкостью должны быть, по крайней мере внизу, очень толстыми; надо следить также за тем, чтобы не получилось случая, представленного на рис. 13. Тогда m_1 получилось бы большим. Поэтому можно иногда повысить эффективность ракеты, если v будет меньше, чем $\bar{v}$, тогда b и a станут меньше (так бывает фактически у водородных ракет).

10. Из (13) мы видим: при данном химическом составе истекающих газов соотношение p_d/p_0 дается через F_d/F_m. Далее, если p_d/p_0 уменьшится, то F_d/F_m должно увеличиться.

11. Из (12) следует: скорость истечения при данном p_d/p_0 и $\varkappa$ будет тем больше, чем больше p_0V_0. Величина p_0V_0 не зависит от p_0 [19] и будет тем больше, чем меньше удельный вес истекающего газа и чем выше его температура. С наибольшей скоростью происходит истечение водорода.

12. Из (13) следует: при увеличивающемся $\varkappa$ величина F_d/F_m должна стать меньше или p_d/p_0 больше. Если через то же самое сопло вытекают разные смеси двух трехатомных газов при том же самом внутреннем давлении p_0 (см. с. 448), то при большем $\varkappa$ p_d будет меньше.

13. Из (12) следует: c станет тем больше, чем меньше сможем мы сделать p_d/p_0. Величина p_d дана при спиртовой ракете через β, а при водородной через P и не должна быть здесь слишком малой. Значение p_0 не должно быть слишком высоким, иначе металлические детали (и поэтому m_1) станут слишком большими. См. пп. 6 и 7.

14. Из п. 6 и из (19) (с. 434) вытекает: $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ при заданном $v_x = c\ln(m_0/m_1)$ будет тем больше, чем меньше $t_1 - t_0$; из таблицы следует: $t_1 - t_0$ при данном $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ будет тем меньше, чем больше $\bar{v}_0$ (то, что это везде применимо, видно из того, что если вместо $\bar{v}_1 - \bar{v}_0$ ввести новую величину, скажем n, и в (7а) заменить $\bar{v}_1$ через $\bar{v}_0 + n$, а затем дифференцировать $t_1 - t_0$ по $\bar{v}_0$, учитывая, что $\bar{v}_0 > 2gH/c$, тогда $\dfrac{\partial(t_1 - t_0)}{\partial\bar{v}_0} < 0$).

Чтобы потеря импульса $\int_{t_0}^{t_1}\frac{Q}{m}\,dt \approx 2g(t_1 - t_0)$ была не слишком велика, $\bar{v}_0$ не должно быть слишком малой. Согласно п. 3 $\bar{v}_0$ большая: A) если β_0 мало (подробнее об этом в п. 15); B) если нагрузка на поперечное сечение большая. Она большая: a) если ракета длинная, b) когда велик ее удельный вес.

a. При ракете большой длины нам придется заботиться о том, чтобы она не разрушилась из-за сопротивления воздуха L. Этого мы можем достигнуть следующим:

α) выпуская газ сверху, располагаем баки с топливом по оси ракеты (рис. 17); у этой конструкции были бы некоторые недостатки;

β) если бы, мы наоборот, захотели выпускать газы внизу (см. рис. 4, 18, 19 и 59), то точку приложения силы тяги P надо было бы предусмотреть так, чтобы она была несколько выше камеры сгорания. Составляющие внутреннего напряжения баков находятся взаимно в равновесии, так что мы эти сосуды можем рассматривать как закрытую систему. На эту систему оказывают воздействие давления pdF (рис. 18). Точку приложения силы мы можем найти, если представим себе горизонтальную плоскость, проходящую через камеру сгорания, и проведем вверх линии параллельно оси. Там, где они впервые пересекутся с металлом, и есть та точка, от которой усилие передается дальше на поверхность оболочки. Таким образом, мы можем считать тягу p_0dF [20] суммой всех усилий, действующих на головку камеры и на боковые стенки. Хотя и теперь на стенку сопла между F_m и E_d действует давление вверх, но это давление явно меньше давления, которое действует на ребро W вниз [21].

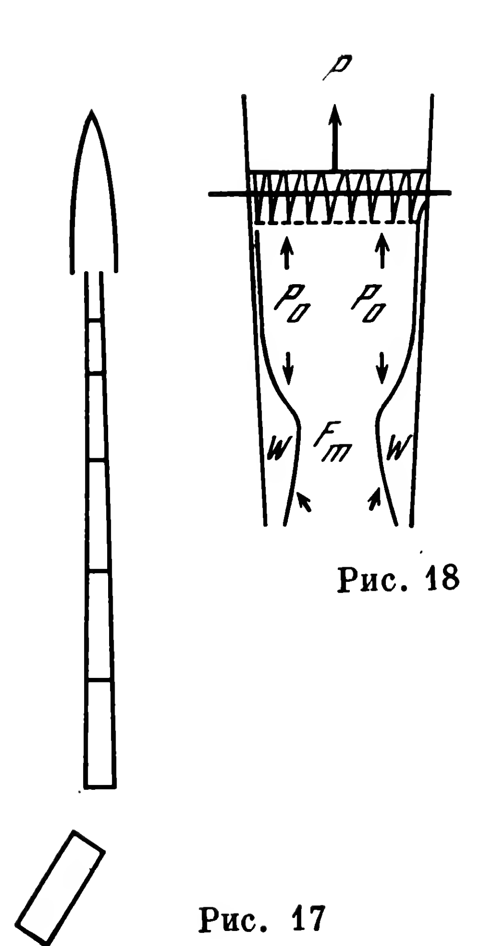


Рис. 18

Рис. 17

Теперь сопротивление воздуха L действует на носовую часть, «сопротивление против ускорения» $(R + G)$ в центре тяжести, сила P внизу. Кроме того, сопротивление воздуха производит нежелательное побочное действие — оно при малейшем боковом вращении может немедленно поставить ракету совсем горизонтально или привести к боковой непрерывной качке [неустойчивости]. Устранить это можно постановкой хвостового стабилизатора. Он старается удержать задний конец, в то время как сопротивление воздуха сгибает передний конец, так что воз-

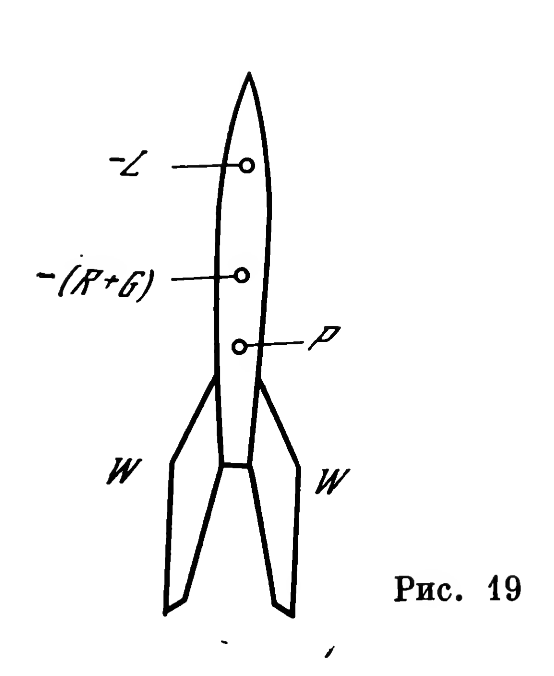


Рис. 19

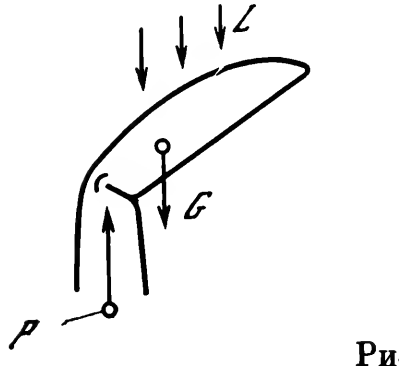


Рис. 20

никающие силы непрерывно стремятся согнуть ракету, как показывает рис. 20. Чтобы это не случилось, нужно у длинной и тонкой ракеты (согласно п. 8) иметь очень высоким избыточное давление, благодаря чему m_1 стало бы большим, или ракета должна быть упрочнена металлическими частями — тогда в нашем случае m_1 стал бы вообще большим. Если мы хотим, чтобы m_0/m_1 оставалось большим, нам ничего не остается, как только выбрать соответствующий больший диаметр и, значит, увеличить массу ракеты, тогда p станет малой [величиной].

𝔟. При малых скоростях, т. е. при большой плотности воздуха и большом $t_1 - t_0$ рекомендуется поэтому увеличивать $\bar{v}_0$ и m_0/m_1

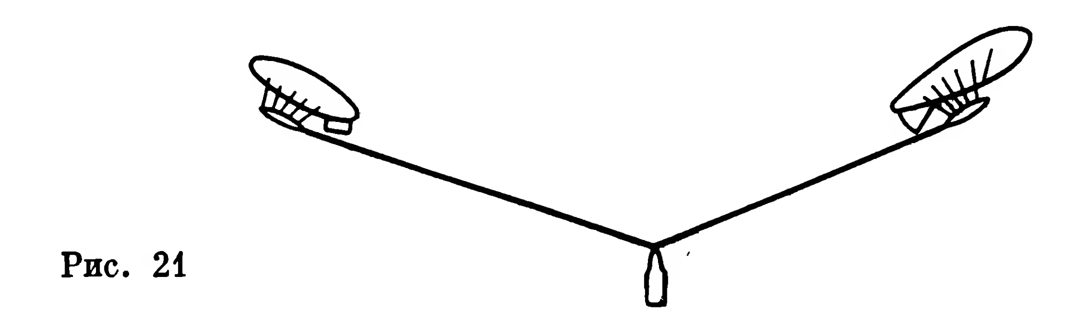


Рис. 21

за счет c. У меня, например, нижняя ракета наполняется спиртом и жидким кислородом, а верхняя — жидким кислородом и жидким водородом. У спиртовых ракет c, конечно, много меньше, чем у водородных (1530—1700 м/с против 3800—4200 м/с). Но зато и наполнение в 8 раз тяжелее. Если бы я решил в модели B заменить спиртовую ракету одной водородной, то я вообще не смог бы этого сделать (подробней об этом в п. 16). Если бы я решил вместо спиртовой ракеты взять две водородных, то весь аппарат стал бы примерно в 5 раз длинней, т. е. в 125 раз больше по объему и в 18 раз тяжелей.

15. Если бы мы уменьшили плотность внешнего воздуха в n раз (другими словами, если бы мы подняли перед пуском ракету на соответствующую высоту), мы получили бы следующие преимущества:

a. $\bar{v}_0$ становится больше или при таком же $\bar{v}_0$ поперечная нагрузка станет в n раз меньше; уменьшение массы потребного топлива исчисляется, таким образом, по величине в n^3 раз. (Модель B рассчитана так, что она взлетает с высоты в 5500 м над уровнем моря. Ее предварительно поднимают на эту высоту, например, на канате, висящем на двух воздушных кораблях; рис. 21[22]. Если бы она должна была подняться с морской поверхности, то, так как здесь β вдвое больше, надо было бы сделать ракету вдвое длинней, т. е. в 8 раз больше и тяжелей.)

𝔟. Так как сопротивление воздуха на единицу площади миделя в n раз меньше, то, согласно п. 8, при подобной же форме внутреннее давление в сосуде с жидкостью должно быть больше только в $1/n$ раз, благодаря чему соответственно меньше будет и

и m_1. Если нам не требуется уменьшать внутреннее давление, то можно ракету сделать у́же и сэкономить топливо.

c. Если бы истекающий газ в сечении F_d был в обоих случаях одинаковой температуры и состава и выходил со скоростью c, то соотношение между максимальным сечением F и площадью среза сопла F_d не изменялось бы. Теперь как раз F в n^2 раз меньше; c должно оставаться неизменным, β и p_d в n раз меньше, поэтому удельный объем истекающего газа в n раз больше, dm/dt в n^3 раз меньше, абсолютный объем в n^3/n раз меньше. Таким образом, F_d должно было бы также стать в n^2 раз меньше (так же, как F).

Но в действительности при одинаковом p_0 β_0/p_0 в n раз меньше, также и p_d/p_0 (оптимальное), так как P/β остается без изменения; значит, согласно (12), увеличивается c и F_d должно уменьшаться. Если T_0 остается в обоих случаях одинаковой, то абсолютная температура и объем истекающего газа во втором случае в $n^{(\varkappa-1)/\varkappa}$ раз будет меньше; F_d/F, таким образом, должно было бы стать еще меньше. F_d/F_m стало бы (см. п. 10) больше, $F_m/F = (F_d/F):(F_d/F_m)$ стало бы еще меньше. В этом есть преимущество: топливо дольше остается в камере, которая (по абсолютной величине) может быть короче [23].

Если бы потребовалось отказаться от преимущества уменьшить p_d/p_0, то p_0, а вместе с тем и вес двигателя стали бы меньше, так как тогда при данном T понадобилось бы меньше охлаждающего вещества; конечно, c также уменьшилась бы. Между обоими путями существует оптимум, определяемый при помощи критерия п. 7.

16. Теперь, хоть в самых общих чертах, я хочу указать, почему при очень незначительной плотности воздуха водородная ракета оказывается предпочтительнее.

a. Мы видели, что m_0/m_1 может быть тем больше, чем меньше β_0. Обозначим вес топлива через br, а через m_1 вес пустой ракеты; тогда получим (примерно) $br/m_1 = k/\beta_0$, где k — коэффициент пропорциональности. У спиртовой ракеты относительное наполнение в q раз больше [по весу]. Если для спиртовой ракеты применить обозначения заглавными буквами, а для водородной малыми, то можно на основании п. 8 написать:

$$Br/M_1 = qbr/m_1.$$

Далее, согласно (8а), (3) и п. 14, в разреженном воздухе

$$(\bar{v}_1 - \bar{v}_0) \sim v_x$$

и по (19)

$$V_x = C \ln \frac{M_1 + Br}{M_1} = C \ln \left(1 + \frac{Br}{M_1}\right) = C \ln \left(1 + q\frac{br}{m_1}\right);$$

$$v_x = c \ln \left(1 + \frac{br}{m_1}\right).$$

Если $V_x < v_x$, то

$$C \ln\left(1 + q\frac{br}{m_1}\right) < c \ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right);$$

$$\frac{\ln\left(1 + q\frac{br}{m_1}\right)}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)} < c/C,$$

где c/C — заданное число. В этом случае водородная ракета приобретает после сгорания всего топлива бо́льшую скорость. Для лучшего разбора этих формул обратим внимание, что для небольших значений br/m_1

$$\frac{\ln\left(1 + q\frac{br}{m_1}\right)}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)} \sim q.$$

Так как для $q > c/C$, то рекомендуется здесь применять спирт. Далее,

$$\frac{\ln\left(1 + q\frac{br}{m_1}\right)}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)} < \frac{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right) + \ln q}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)} = 1 + \frac{\ln q}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)}.$$

Здесь $\ln g$ константа, а $\ln(1 + br/m)$ возрастает от 0 до бесконечности, если br/m_1 увеличивается. Все выражение с возрастанием br/m_1, т. е. с уменьшением β_0, приближается к величине 1, и должно, следовательно, в некоторый момент стать меньше, чем $c/C > 1$. Естественно, что это действительно и для меньшего выражения

$$\frac{\ln\left(1 + q\frac{br}{m_1}\right)}{\ln\left(1 + \frac{br}{m_1}\right)}.$$

Таким образом, водородная ракета становится тем предпочтительнее, чем меньше значение β_0.

b. Вследствие меньшего удельного веса при наполнении водородной ракеты боковое давление на стенки невелико. Это очень важное преимущество, так как позволяет получать большие ускорения (ср. п. 9), а продолжительность действия импульса уменьшается (ср. п. 6).

c. Если $m_1 = M_1$, то $M_0 > m_0$. Это обстоятельство играет следующую роль: если на ракете должны находиться записывающие приборы определенного веса, а сама ракета должна быть поднята вверх при помощи другой ракеты и поэтому не должна быть слишком тяжелой, то можно предпочитать в качестве горючего водород уже тогда, когда спиртовая ракета (такого же веса в незаполненном состоянии) могла бы дать больший эффект. Если бы мы замени-

ли водородную ракету модели B спиртовой того же объема, то последняя оказалась бы несколько более эффективной. Но при одинаковой общей эффективности новый аппарат должен был бы быть по меньше мере в 5 раз тяжелей, чем модель B; и мы экономим, следовательно, на каждом килограмме водорода около 200 кг спирта и 420 кг кислорода.

d. Наконец, надо также учесть состояние металлов при температуре жидкого водорода. Они все становятся твердыми и хрупкими. Если положить на стол кубик с длиной ребра в 2 см и на него положить серединой стеклянную палочку толщиной в 1 см

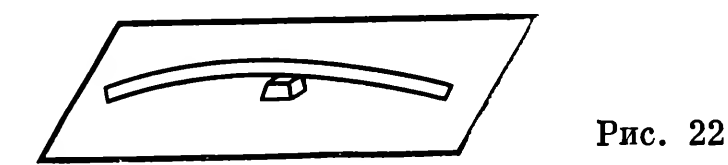


Рис. 22

и длиной в 50 см и попробовать так пригнуть оба конца, чтобы они прикоснулись к столу (рис. 22), палочка разломится. Если взять стеклянную нить в 0,1 мм диаметром (нить можно добыть, если быстро растянуть раскаленное стекло), вышеуказанный опыт удастся вполне.

У ракеты всегда в результате переменного воздушного сопротивления и внутреннего давления и т. п. возникают прогибы. Их, правда, теоретически можно почти полностью устранить путем правильного расчета толщины материала в каждой точке, однако при техническом воплощении этих расчетов на практике всегда остаются какие-нибудь недочеты. Наиболее существенные прогибы находятся в определенной зависимости от общей величины аппарата, значит, при хрупком материале напряжения изгиба тем менее опасны, чем тоньше стенки.

Если материал предохранен от разрушения, низкая температура имеет и преимущества: прочность на растяжение, а следовательно, отношение m_0/m_1 существенно возрастают.

17. Если бы ракета не подвергалась земному притяжению и не зависела бы от сопротивления воздуха, то было бы вполне в нашей власти выбирать любое соотношение m_0/m_1. Чем меньше воздушное давление и притяжение, тем эффективней ракета; ракета является тем аппаратом, который предназначен для межпланетных полетов.

18. Из формул (16) и (17) следует: высота подъема зависит не от массы и природы тела, а только от его скорости $\bar{v}_1$. В формулах (17) и (17а) нас интересует знаменатель. Видно, что высота подъема только тогда конечна, т. е. тело только тогда может упасть обратно на Землю, когда $v_1^2 < 2g_1h_1$. Параболическая скорость $\sqrt{2g_1h_1}$ составляет, например, на высоте 70 км над экватором 11 160 м/с.

19. Формулы (16), (17) и (17а) показывают, что для полета моей ракеты, наряду с h и полной скоростью $\bar{v}_1$, имеет значение еще

и географическая широта места взлета. Некоторую (небольшую) роль играет также следующее обстоятельство: была ли $\bar{v}_1$ наивыгоднейшей скоростью при h или она должна была быть больше.

20. Мы могли бы еще исследовать, каков наиболее благоприятный для ракеты угол подъема, т. е. каково наиболее благоприятное направление $\vec{v}_{1R}$ для ракеты. $\vec{v}_{1R}$ есть результирующая $\vec{v}_1$ и $\vec{w}$. Ракета (см. п. 16) поднимается наиболее высоко, когда $v_1^2 - v_2^2$ по возможности максимально. Величина v_2 будет минимальной тогда, когда эллипс растянут как можно больше (второй закон Кеплера), т. е. когда $\vec{v}_{1R}$ вертикальна, однако v_1 (из-за вращения Земли) максимальна, если $\vec{v}_{1R}$ горизонтальна и направлена к востоку. Оптимальным был бы некоторый наклон к востоку (α). При малых скоростях он незначителен; при больших, наоборот (поскольку здесь эллипс так или иначе сильно растянут), значителен. При параболической скорости $\vec{v}_{1R}$ должна была бы лежать горизонтально к востоку. Угол α мы могли бы определить, если в (17) произвели бы расчет v_1 по косинусу и нашли бы оптимум. Но в отношении модели B следует заметить:

α. Этот наклон к востоку потребовал бы очень сложных точных приборов, вес которых мог бы настолько увеличить массу самой маленькой ракеты (ведь она должна нести на себе приборы) и, таким образом, так уменьшить $\ln(m_0/m_1)$, что высота подъема не увеличивалась бы.

β. Если бы мы сначала подняли ракету выше атмосферы и только после этого сообщили ей движение в боковом направлении, то мы потеряли бы от 1 до 2 км/с, чтобы в лучшем случае получить неполные 470 м/с. Но если бы мы сначала запустили ракету под углом, ей пришлось бы слишком долго преодолевать воздушное сопротивление. Это привело бы к тому, что у малого аппарата, скорость которого была бы несколько ниже $\bar{v}$ (как, например, модель B), потери были бы примерно в 3—4 раза больше, чем выигрыш.

γ. Наконец, и первый аппарат мы не хотим создавать слишком сложным, чтобы не делать результаты первого опыта зависящими от ряда случайностей. Можно было бы лучше исследовать условия взлета, и [выполнить] ракету настолько большой, что вес записывающей аппаратуры уже не играл бы важной роли; и если бы по какой-либо причине скорость должна была оставаться значительно ниже $\bar{v}$, тогда, конечно, следовало бы стремиться к наклону в сторону востока. В особенности, если бы требовалась не большая высота взлета, а большая горизонтальная скорость $\bar{v}_2$.

21. Следует подвести итог тем ограничивающим условиям, о которых мы говорили. Разработанная теория действительна для случая, когда: 1) c постоянно; 2) ракета летит со скоростью, при которой сопротивление воздуха равно тяжести и коэффициент сопротивления постоянен; 3) ракета взлетает вертикально; 4) используется жидкое топливо, и, наконец, 5) прочность ракеты достигается путем избыточного наполнения. Мы имели право вы-

ставить эти ограничительные условия, потому что все они были выполнены в отношении модели В *.

Из формул можно почерпнуть еще очень много интересного. Но на этом я заканчиваю теоретические рассуждения и хочу только вкратце повторить главнейшие требования, лежащие в основе наших формул:

a) максимальная нагрузка на поперечное сечение;

b) максимально высокое местоположение для взлета;

c) максимально тонкие стенки, минимальное количество металлических частей, максимально высокое значение m_0/m_1, не слишком высокое внутреннее давление (особенно в сосудах с жидкостями), исключение ударных ускорений;

d) комбинация нескольких ракет;

e) скорость истечения столь высокая, насколько возможно; максимальная (по возможности) температура в камере сгорания, применение продуктов сгорания с малым удельным весом, малая величина p_d/p_0 и p_0 по возможности постоянные;

f) малые аппараты должны взлетать вертикально;

g) скорость должна регулироваться, наивыгоднейшая скорость должна выдерживаться как можно точней.

Часто эти требования противоречат друг другу. Задача конструктора — найти оптимальные соотношения между ними.

ЧАСТЬ II

ОПИСАНИЕ МОДЕЛИ В; ОБСУЖДЕНИЕ ТЕХНИЧЕСКОЙ РЕАЛИЗАЦИИ

(см. рис. 59 и 60 в конце работы)

§ 8. Предварительные замечания

Чтобы показать, что аппараты возможно выполнить указанным методом, целесообразней всего привести описание аппарата. Как я уже сказал вначале, подробностей здесь касаться не буду; хочу даже добавить, что описание имеет более иллюстративную цель. Моя задача — по возможности наглядно показать, как воплощаются на практике теоретические умозаключения. В действительности во многих пунктах я отхожу от описываемой здесь конструкции. Обосновать здесь, в пределах этого труда, вышеуказанные отклонения не могу. В помещаемых рисунках я показал также только самое необходимое. Я просто нарисовал продольный разрез обеих ракет, если смотреть на него с плоскости разреза, а также два поперечных разреза; проведенные штрих-пунктиром горизонтальные линии между продольным и поперечным разрезами, обозначенные греческими буквами, указывают, где расположено сечение.

---

* *Примечание.* Эта теория является хорошей основой для общих выводов; можно результаты этого обсуждения применить и к другим случаям.

Назначением модели B является исследование высоты, состава и температуры земной атмосферы, более точное определение кривой для γ, а также подтверждение и улучшение наших расчетов c, T, p и т. д. (особенно в отношении водородной ракеты).

Сам аппарат состоит, как было уже сказано, из спиртовой и водородной ракет. Он имеет 5 м в длину, диаметр 55,6 см, вес 544 кг. Из них 6,9 кг приходится на водородную ракету [24]. Сюда же относится еще и вспомогательная ракета (см. с. 480).

Относительно конструкционного материала: этот вопрос я не считаю окончательно решенным. Конечно, можно построить аппарат так, как уже сказано здесь, но надо стремиться к еще возможным значительным улучшениям. В основном здесь материал подвергается растяжению. Для конструкции спиртовой ракеты я выбрал алюминиевый сплав, имеющий удельный вес 3,0 г/см^2 и сопротивление растяжению 30—32 кг на мм^2. Так как действие напряжения длится только $^1/_2$ мин. (см. табл. к § 7, п. 4), а дело имеем в основном с тонкими деталями, можно исходить из напряжения в 20 кг/мм^2. Точно такое же соотношение m_0/m_1 я получил бы (при других толщинах прочных деталей), если бы производил свои расчеты в отношении какого-нибудь другого материала, при котором проволока сечением 1 мм^2 может быть нагружена 6,7 дм^3 того же вещества. Если бы она могла выдержать больше, то m_1 было бы меньше, m_0/m_1 больше. Если бы она выдержала меньше, то m_0/m_1 должно было быть меньше.

Сосуд с кислородом должен быть внутри облицован сплавом меди и свинца; этот сплав при охлаждении до —170 —180°C сжимается в той же мере, что и алюминиевый сплав. В тех местах, где разделяющая весьма разные по температуре участки перегородка упирается в оболочку, должна быть термоизоляция. Если бы переход от теплой части к холодной происходил на слишком коротком отрезке, аппарату могли бы повредить некоторые нежелательные напряжения растяжения (такие, которые заставляют стакан лопаться, когда в него наливают сразу что-нибудь горячее). Металлические части, находящиеся в соприкосновении с огнем, должны быть изготовлены из чистой меди. Для стенок распылителя при многоразовой работе было бы выгодней чистое серебро, чем медь. Поскольку огонь и кислород не влияют на него, его можно использовать чаще, а также попробовать переставлять со старого аппарата на новый. Тогда пришлось бы только один раз производить трудную работу высверливания отверстия.

Особенно трудно решается вопрос о материале для водородной ракеты. Наилучшим мне представляется чистый свинец, который при этой температуре подобен хорошему железу. Но для выбора наилучшего металла необходимы еще очень большие исследовательские работы.

При выборе материала для водородной ракеты я исходил из того, что проволока сечением в 1 мм^2 может быть нагружена материалом, объем которого 6,7 дм^3 [25].

§ 9. Спиртовая ракета

Общие данные: $s_0 = 7700$ м (до высоты 5500 м аппарат поднимается при помощи воздухоплавательных средств (см. рис. 21), далее для подъема еще на 2200 м и для достижения скорости $\bar{v}_0$ необходима вспомогательная ракета).

$$16{,}5 \text{ кг/см}^2 < p_0 \leqslant 20 \text{ кг/см}^2.$$

Топливо: 341,5 кг воды, смешанной с 45,8 кг спирта; 1,67 кг ректифицированного спирта; 98,8 кг жидкого кислорода или соответствующее количество жидкого воздуха, содержащего азот. В этом случае воды требуется меньше:

$$1700^\circ \text{ C} < T_0 < 1750^\circ \text{ C},$$

$$p_d \sim \beta_0 \sim 0{,}39 \text{ кг/см}^2.$$

Соотношение для сопла: $F_d/F = 0{,}329$; $F_d/F_m = 5{,}86$; $d/d_m = \sqrt{5{,}86} = 2{,}42$; $d = 55{,}6\sqrt{0{,}329} = 29{,}9$ см; $d_m = 29{,}9/2{,}42 = 12{,}35$ см.

Скорость истечения: согласно § 4 c немногим больше 1800 м/с. На неучтенные потери снижаем c до 1600 м/с. Для того чтобы найти нижний предел эффективности ракеты, я сначала принимаю c равным только 1400 м/с, в действительности же c и вместе с тем эффективность, конечно, больше.

Максимальный диаметр ракеты 55,6 см. Резервуар со смесью воды и спирта находится под избыточным давлением в 3 атм. Такое же давление поддерживается и в отсеке для водородной ракеты. Резервуар с кислородом находится под давлением $p_0 + 1{,}5$ атм. При расходе жидкости давление поддерживается тем, что часть жидкости испаряется.

Толщина стенок тяговой установки [двигателя] 2,35 мм. Толщина стенок резервуара с кислородом 2,8 мм. Вес тяговой [силовой] установки 16,2 кг. Вес резервуара с кислородом 10 кг. Вес насосов 8 кг. Вес стабилизаторов 4 кг. Вес головки и т. д. (толщина стенки примерно 0,4 мм) приблизительно 6 кг. Вес распылителей 3 кг[26]. Всех остальных частей вместе 4 кг. $\vec{M}_1 + \vec{m}_0 = 56{,}2$ кг. $(\vec{M}_0 + \vec{m}_0)/(\vec{M}_1 + \vec{m}_0) = 544/56{,}2 = 9{,}7$.

Мы принимаем, однако, это соотношение равным 9. Нагрузка на поперечное сечение заполненной ракеты 0,225 кг/см², $\bar{v}_0 = 500$ м/с; $\bar{v}_1 =$ от 2800 до 2900 м/с.

Нагрузка на поперечное сечение в конце полета 0,0232 кг/см².

Продолжительность горения составляет 30—40 с; в первые 15—20 с $\bar{v}$ выдерживается точно, а потом аппарат теряет эту скорость, и притом так, что $p_0 \leqslant 20$ атм. Из этого следует (для $c = 1400$ м/с) $P/\vec{M}_0 = 34$ м/с. Секундный расход массы: $12{,}01 \text{ кг/с} < dm/dt < 13{,}21$ кг/с.

Сгорание происходит следующим образом (см. рис. 60). В пространство A входят, не доходя до крышки, трубки C диаметром

внизу в 2,5, а наверху 3,6 см. Между этими трубками находится спирт-ректификат, который начинает кипеть потому, что насос, обозначенный мной буквами *mn*, накачивает через специальную систему труб горячий газообразный кислород, который поднимается в спирте мелкими пузырьками. Пары спирта выходят через трубки C. В эти трубки из емкости с кислородом входят трубы D, в стенках которых имеются отверстия. Давление в A составляет несколько больше p_0 атм; в пространстве с кислородом оно составляет $p_0 + 1{,}5$ атм, так что кислород распыливается тонкими струйками. На конце эти трубы имеют запальник G, и смесь

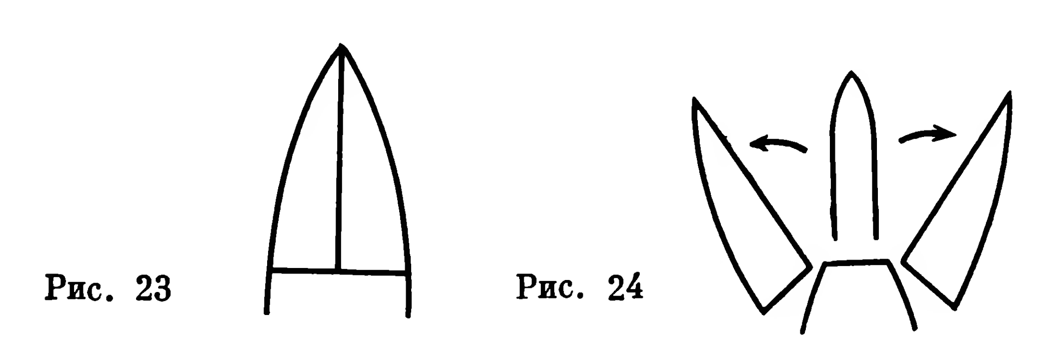


Рис. 23 Рис. 24

начинает гореть. Так как кислорода вытекает гораздо больше, чем требуется для сгорания, мы получаем газ, содержащий 95% кислорода и имеющий при 20 атм температуру около 700°. Трубки C входят в пространство $B(E)$. Снаружи их окружает смесь спирта с водой, выходящая через мелкие отверстия тонкими струйками и сгорающая здесь.

Описание спиртовой ракеты *. Головка *a* образует особую часть аппарата, прикрывающую наподобие шапки обе ракеты. Она состоит из двух симметричных частей и придерживается эластичными пружинами (динамометр b, b'); если топливо кончилось, то связи между этими частями ослабевают и головка с динамометрами и обеими половинами распадается (рис. 23 и 24), как только начинает работать водородная ракета. Это представляется сложным, в действительности же весьма просто. О подробностях я пока предпочитаю умолчать. Внутри находятся наполненные воздухом пустые пространства c, предотвращающие погружение головки, если она упадет в воду. Так как воздух перед головкой при скорости в 2000—3000 м/с уже сильно нагрет, в пространстве c требуется какое-либо простое охлаждающее устройство (вроде ветрового колеса, здесь не нарисовано). Его работа облегчается тем, что внутрь пространства c попадает только что испарившийся водород, выходящий через сопло водородной ракеты; потом он проходит около тонкой стенки d и выходит наружу в точке K через специальный предохранительный клапан. Пространство, в котором находится водородная ракета, имеет в диаметре 30 см, тогда как диаметр водородной ракеты составляет только 25 см, так

---

* См. рис. 59 [в конце работы].

что вокруг нее остается зона шириной в 2,5 см, которая заполняется газообразным водородом и сама разделяется перегородкой d. Воздушные пространства полностью примыкали бы к головке водородной ракеты, если бы она не находилась на 1 см ниже. Набивки f необходимы потому, что водородная ракета из-за ее низкой температуры может расколоться при малейшем ударе. Между набивками должно, разумеется, оставаться место для выходящих паров водорода. В резервуаре e для смеси спирта с водой помещаем поплавок g, о назначении которого мы еще будем говорить.

Резервуар e находится под давлением 3 атм, которое поддерживается тем, что насосы mn накачивают горячий газ в двойное дно h, откуда он затем поднимается наверх через многочисленные маленькие отверстия. Давление регулируется автоматически. Если оно поднимается слишком высоко, открывается предохранительный клапан и газ выходит через K. Через вентили y и трубы o смесь спирта с водой течет попеременно в камеры p_1 и p_2, которые имеют наверху второй выход через K, а внизу еще третий к трубе k, соединенной с распылителем Z. Эти камеры тоже имеют двойное дно i, через отверстия которого проходят газы, поступая от mn. Камеры $p_{1,2}$ действуют, как насосы. Вентили открываются и закрываются так, что постоянно одна камера пополняется от e, в то время как вторая накачивает к распылителю спирт с водой под давлением в 20—23 атм. (Перед стартом обе камеры, конечно, наполняются, чтобы увеличить запас топлива в ракете.) Поскольку в $p_{1,2}$ давление довольно сильно изменяется и поскольку пониженного давления уже недостаточно для прочности аппарата, а также в связи с особой формой этих камер они должны быть жесткими, т. е. в отличие от всей ракеты должны быть упрочнены металлическими частями. Давление в резервуаре кислорода s составляет 18—21 атм. Давление в пространстве A на 1 атм ниже, но, несмотря на это, между ними должна проходить разделяющая стенка; стенка должна быть тонкой и прямой, она придерживается проволоками q, висящими на опорах p. Верхняя поверхность резервуара с кислородом подобна вытянутому эллипсоиду. Так как ракета в поперечнике имеет круглую форму, то пространство p_2 опускается вниз к двум противолежащим точкам; в этих точках находятся вентили o_2, подающие разбавленный спирт из p_2 к распылителю. Жидкость в p_1 собирается в середине у k. Давление кислорода в 21 атм поддерживается испарением; он (кислород) испаряется потому, что (1) под ним находится гораздо более теплый объем A (см. рис. 60). Но одного этого было бы недостаточно, и (2) газ должен еще вдуваться насосами mn. В этом газе содержится водяной пар, образующий при этом кристаллы льда; эти кристаллы плавают на поверхности кислорода, поэтому отверстия распылителей не забиваются, а m_1 несколько увеличивается. Поплавковое устройство g имеется также в резервуаре с кислородом; назначение устройства — поддержание соответствия расхода горючего с рас-

ходом кислорода. Результат взаимодействия поплавков в резервуарах со спиртом и кислородом передается электрическим путем на предохранительный клапан (находится он у K) бака с кислородом и [влияет] на процесс испарения кислорода.

Если уровень кислорода понижается слишком медленно, давление в баке кислорода увеличивается, вследствие чего в распылитель подается больше кислорода.

Стенки бака с кислородом должны иметь толщину 2,8—3 мм.

Воздушный бак W соединен с разбавленным спиртом в распылителе трубой k. Он предназначен, во-первых, для наполнения всего пространства между трубами E разбавленным спиртом и,

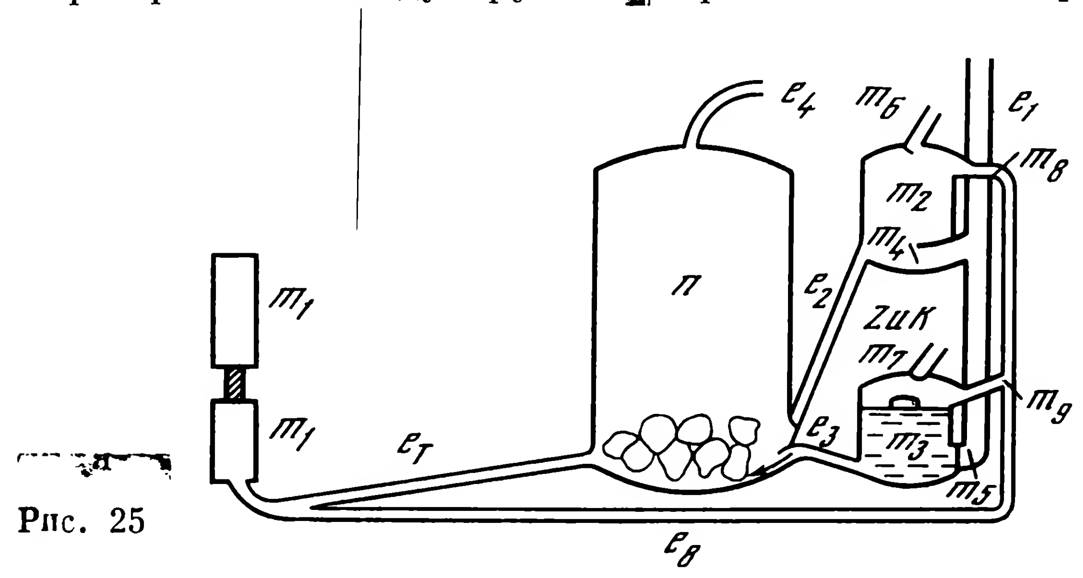


Рис. 25

во-вторых, чтобы давление здесь поддерживалось на определенном уровне. Это не может быть осуществлено только при помощи камер $p_{1,2}$. Давление в W поддерживается благодаря тому, что насосы mn накачивают горячий газ. Кроме того, там имеется еще поплавок g, который регулирует работу насосов $p_{1,2}$. Бак W лежит под соплом водородной ракеты, поэтому должен иметь теплоизоляцию. W имеет яйцеобразную форму. Между W и p_1 остается пространство J, где находятся приборы, тоже защищенные от температурных колебаний и которые регулируют и регистрируют работу спиртовой ракеты. Далее здесь имеются, по возможности, источник постоянного тока и маленькая динамомашина. Насосы mn действуют следующим образом (рис. 25). Маленький поршневой насос m_1 накачивает спирт попеременно в оба котла [бака] m_2 и m_3 и постоянно в бак n. Котлы $m_{2,3}$ накачивают кислород в n (подобно тому, как $p_{1,2}$ накачивают спирт). На дне $m_{2,3}$ находятся куски натрия. Кислород вливается туда при открытых вентилях m_4, m_6 или m_5, m_7 и поднимает кусочки натрия.

Если оба котла m_2 или m_3 наполнены кислородом, то эти вентили закрываются и через m_8 или m_9 течет спирт.

Благодаря присутствию натрия немедленно начинается бурное сгорание, ведущее к проталкиванию кислорода через e_2 или e_3 в n. В n спирт и кислород надлежащим образом смешиваются. Натрий здесь находится для того, чтобы весь спирт и кислород ис-

парились и через трубы e_4 проходил горячий газ с избытком кислорода. Бак n обложен внутри огнеупорным материалом, а извне окружен жидким кислородом. В e_4 находятся краны, регулирующие количество текущего к h или i газа. Регулировать можно также скорость действия m_1.

Примечание. Я не могу определенно утверждать, что присутствие натрия целесообразно, сам я такого опыта не производил. Если нет, то насосы m могли бы так сработать, что смесь кислорода и спиртового пара над жидким кислородом взорвалась бы при попадании электрической искры. В баке n хорошая смесь воспламенилась бы от электрической искры. А если горение началось, то горение будет продолжаться, пока все не выгорит до конца. Это может подтвердить каждый, кто хоть раз окунул тлеющую деревянную стружку в жидкий воздух.

Камера сгорания O (см. рис. 60) не примыкает непосредственно к поверхности оболочки, там есть еще тонкая стенка t, соединенная при помощи металлической подпорки (на рисунке не показана) с поверхностью оболочки, благодаря чему удерживается в правильном положении. Между t и поверхностью оболочки течет из распылителя жидкость, которая испаряется здесь и этим предохраняет стенку камеры от прогаров. Пар выходит в камеру сгорания между распылителем и поверхностью оболочки в L. При этом он остается в камере сгорания вблизи стенок; таким образом, дальнейшее сильное парообразование снова изолирует стенки от горячего газа. Чтобы не испарялось слишком много жидкости и стенка t не прогорала сверху, при T_1 находится термоэлемент, способствующий большему притоку жидкости, если температура здесь слишком повысится. Пространство между t и поверхностью оболочки в некоторых местах расширяется. Здесь жидкость стекает вниз, и здесь также находится поплавок, препятствующий притоку жидкости, если уровень ее слишком поднимается, иначе может произойти перелив жидкости в камеру сгорания. Пространство между поверхностью оболочки и поверхностью t еще раз делится на две части Q и R стенкой u, проходящей несколько ниже F_m [27], если горючее кончилось, то жидкость будет испаряться сначала в R, а затем в Q под действием горячего газа из mn. При таком устройстве m будет много меньше, чем если бы камера сгорания и сопло внутри были обложены огнеупорным материалом, а это (согласно § 7,6) является значительным преимуществом. При этом можно также пропускать газы по металлу, который меньше их задерживает, чем асбест или шамотная глина.

Сопло спиртовой ракеты может быть простым и круглым, как показано на чертеже, или же может быть разделено на семь и более частей (рис. 26), которые выходят из общей камеры. Для маленьких аппаратов (значит, и для модели В) предпочтительней первое [одно сопло], а при более крупных (см. рис. 53) последнее [много сопел].

Стабилизаторы W на чертеже только обозначены. Они пред-

ставляют вместе четыре системы, каждая из двух стабилизаторов, соединенных между собой поперечной стенкой. Они закреплены на тяговом аппарате. Концы могут вращаться вокруг оси X. При подъеме ракеты стабилизаторы направлены книзу и таким образом осуществляют стабилизацию и управление... При посадке они откидываются назад и таким образом поддерживают аппарат (рис. 27). Благодаря этому парашют здесь не нужен [28]. Стабилизаторы со всеми устройствами весят 4 кг.

После отброса нижней ракеты бак со смесью спирта и воды может заполняться воздухом. Сначала следует пропустить воздух

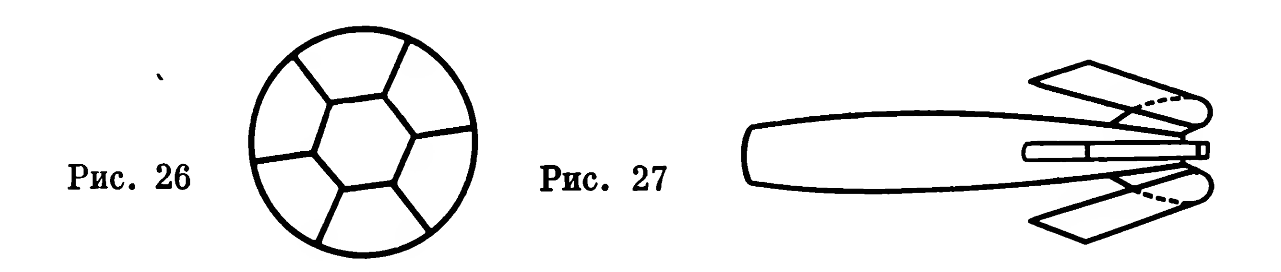


Рис. 26

Рис. 27

при открытых кранах, чтобы просушить и очистить сосуд. Затем, при его заполнении необходимо соблюдать осторожность. Так, воздух сначала должен пройти через трубку, помещенную в сосуд с кислородом, чтобы надлежащим образом охладиться. Иначе из-за тепла, возникающего при сжатии, может при большом содержании водорода произойти взрыв. Таким путем ракета может быть использована для доставки проб воздуха. Времени заполнения емкости должна соответствовать отметка на одной из полос записывающего прибора (см. с. 473).

Следует еще упомянуть, может быть, о том, как я представляю поиск вернувшихся частей ракеты. Необходимо так выбирать место запуска, чтобы вспомогательная и спиртовая ракеты падали в воду, а водородная ракета — в населенный район. Во внешней стенке находятся круглые дверцы, бортики которых входят внутрь стенки, как показано на рис. 28 и 29. За ними находится отсек, в котором помещается баллон b (рис. 29), прикрепленный к скатанному шнуру. Так как давление внутри камеры составляет 9—10 атм, то этот баллон основательно сжат; в нормальных же атмосферных условиях его объем увеличится в 10 раз. Дверца вращается на петлях A (рис. 30); на противоположной стороне она запаяна от L до L'; вся остальная часть герметически закрыта. В месте запайки K находится кислота, а пространство K разделено на камеры поперечными стенками. Кислота постепенно разъедает припой, вследствие чего через несколько часов дверца раскрывается, так как внутреннее давление очень большое, и баллон выходит наружу.

По месту падения спиртовой ракеты можно судить о движении верхних воздушных слоев, а отсюда — о месте приземления водородной ракеты.

На спиртовой ракете находятся нижеперечисленные *регулирующие приспособления и точные приборы*:

1. Эффективный и стабильный *источник постоянного тока.*

2. *Гироскоп* [рис. 31], выполненный следующим образом: гироскоп K вращается внутри горизонтально расположенного корпуса H, из которого выкачан воздух; корпус может вращаться вокруг оси g_1g_2; при вращении вокруг этой оси возбуждается электрический ток; g_1 и g_2 висят на кольце, которое само может вращаться вокруг оси g_3g_4 и при отклонении наводит электрические токи; эти токи воздействуют на положение стабилизаторов, при этом можно

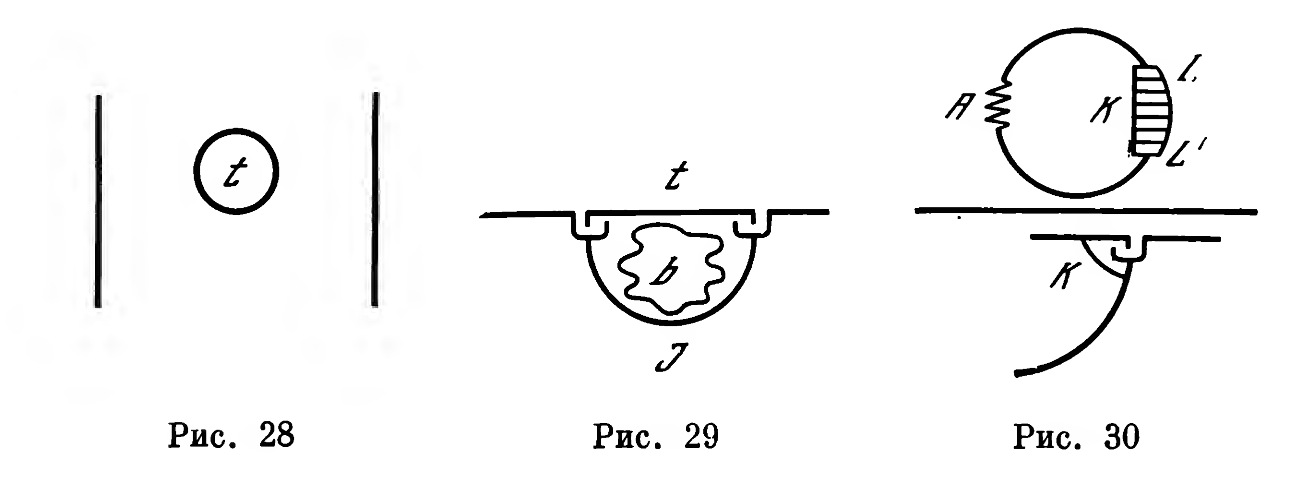


Рис. 28 Рис. 29 Рис. 30

производить регистрацию диапазона регулирования. M — электромотор, приводящий гироскоп во вращение.

3. *Указатели ускорения*: можно рекомендовать один для малого и другой для большого ускорения. Они состоят из грузика на эластичной пружине, регистрируют нагрузку и соответственно ускорение и вызывают токи, пропорциональные ускорению. По ускорению можно судить о скорости, а по скорости — о высоте, если ускорение записывается на графиках с отметками времени. С изменением высоты меняется сила земного притяжения. Если значение высоты получено в первом приближении, то по ней можно вносить поправки в величину ускорения (учитывая изменение g), а отсюда более точно определить скорость и высоту. Указатели ускорения должны работать очень точно; к счастью, их можно и до, и после оттарировать. Акселерометры устанавливаются перпендикулярно гироскопу (но не на нем самом).

4. *Поплавки*, регистрирующие уровень спирта и кислорода, также вызывают электрический ток, частично регулирующий соотношение между спиртом и кислородом, а частично применяются для аппарата, описанного в п. 8.

5. *Манометры* для регистрации различных внутренних давлений. Один должен находиться в головной части ракеты.

6. Желательно также, чтобы на наиболее индифферентных местах наружной стенки или стабилизатора находились *барометры-анероиды*, вызывающие токи, соответствующие внешнему давле-

нию. Особенно точными они и не должны и не могут быть; лучше всего место их расположения определять на модельной ракете во вращающемся потоке или еще лучше в равномерном воздушном потоке. Если эти барометры будут ненадежны, их можно заменить такими приборами: это своего рода планиметры или электрические счетчики тока, один определяет по показателю ускорения скорость, второй—высоту; указатель прибора состоит из ролика Z (рис. 32), под которым на роликах r натянута жестяная полоска b. Нижний край b горизонтальный, а верхний вырезан так, что при перемещении b реостат вызывает токи, пропорциональные $\beta = \beta_0 e^{-S'H}$.

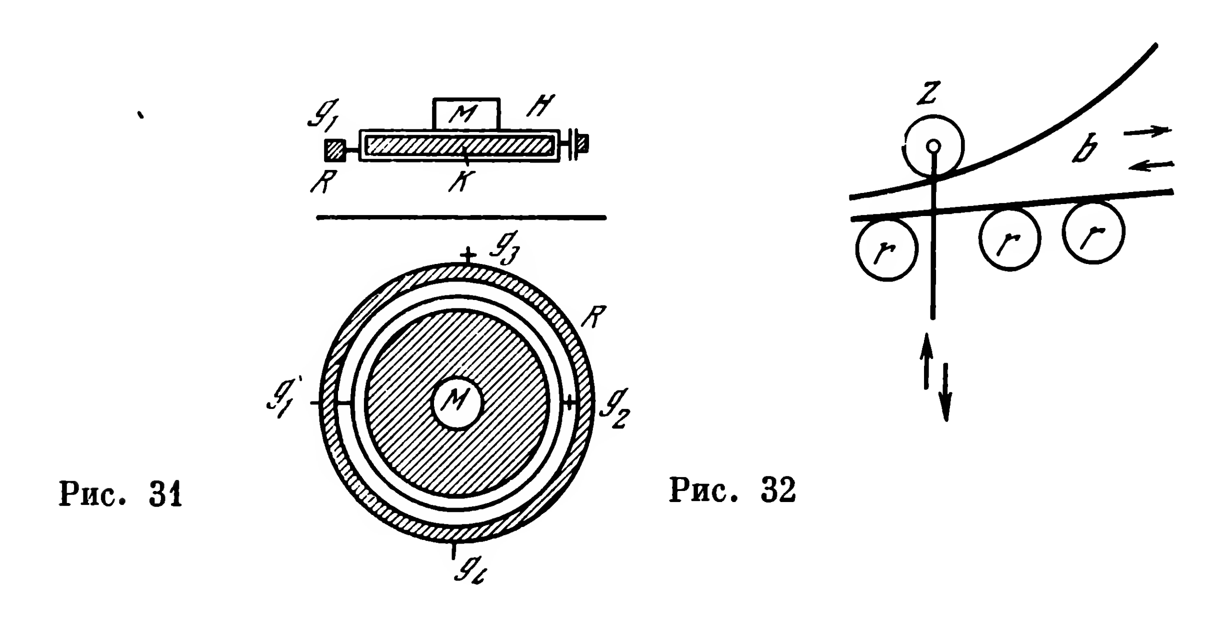


Рис. 31

Рис. 32

Необходимо зарегистрировать эти токи, тогда у нас получается ясная картина работы всех устройств.

7. Внутреннее давление, которое может раскрыть створки головной части ракеты, разумеется, большее, чем сопротивление L внешнего воздуха. Пружины b, таким образом, вытягиваются [на рис. 59 в конце работы]. Это натяжение вызывает токи и регистрируется. Если токи из п. 5—7 соответствующим образом сложить, то они дадут нам картину воздушного сопротивления L.

8. Эти токи, а также те, которые соответствуют уровню жидкости, воздействуют на электромагниты, установленные соответствующим образом на концах *горизонтальной балки* (само собой разумеется, одноименные полюса расположены друг против друга). Балка в зависимости от своего положения усиливает или ослабляет работу насосов m и n и тем самым увеличивает или уменьшает ускорение. Так как вблизи Земли вес ракеты является линейной функцией уровня жидкости и так как скорость $\bar{v}$ выдерживается, если $L = G$ (см. с. 432), то это устройство способствует тому, чтобы фактическая скорость была равна $\bar{v}$.

9. На спиртовой ракете находятся также несколько *термографов* (лучше всего *термоэлементы*); один из них находится в головной части ракеты для регистрации температуры уплотненного воздуха.

10. Следует упомянуть еще о *приспособлении для сбрасывания.*

§ 10. Водородная ракета

А. *Общие сведения*

Величина s_0. Ускорение спиртовой ракеты в конце ее полета несколько меньше, чем это соответствовало бы $\bar{v}$. Поэтому высота, на которой спиртовая ракета достигает конечной скорости, несколько больше высоты, которую мы получили бы согласно формуле (10 а) (по моему подсчету на 3—6 км больше).

Преимущества: 1) при спиртовой ракете p_0 постоянно; 2) у водородной ракеты нагрузка на поперечное сечение может быть меньше s_1, а $(s_1 - \bar{s}_1)$ при создании спиртовой ракеты зависит от величины действительного значения c. Для $c = 1400$ м/с мы получаем $\beta_1 = 8{,}82$ кг/м². Этому соответствует высота s_1 приблизительно 56,2 км над уровнем моря.

p_0 составляет 3 атм.

Топливо: 1,36 кг водорода, 1,94 кг кислорода; $T_0 = 1700$°C.

Сопло: $F = F_d$ (так как $p_d > \beta_1$); $\varkappa = 1{,}388$; $F_d/F_m = 10{,}95$; $d = 25$ см; $d_m = 7{,}55$ см; $d/d_m = 3{,}31$.

Скорость истечения: расчетная величина $c = 4400$ м/с. На том же основании, что и для спиртовой ракеты, принимаем меньшее значение $c = 3400$ м/с.

Водород находится наверху под избыточным давлением в 0,12 атм (при таком давлении водородная ракета в начальный момент полета была бы раздавлена силой сопротивления воздуха, если бы не помещалась внутри спиртовой ракеты) [29]. Во время работы водородной ракеты давление водорода на дно в первую секунду составляет 0,11 атм, позднее несколько меньше. Таким образом, сосуд с водородом должен выдержать 0,24 атм избыточного давления. Толщина его стенок при этом потребовалась бы всего в 0,0144 мм. При этом 1 м² [стенки] весил бы 34,2 г.

Вес бака для водорода и головки 33 г.

Камера сгорания и распылитель: длина 1,05 м; внутреннее давление 3 атм; вес 0,466 кг.

Приборы —1,5 кг.

Насосы, емкость для кислорода и крепления —0,5 кг.

Сопло и его оболочка —0,3 кг.

Стабилизаторы —0,3 кг.

Парашют —0,5 кг.

$m_1 = 3{,}60$ кг; $m_0 = 6{,}90$ кг; топливо 3,30 кг.

$m_0/m_1 = 1{,}915$; $\log(m_0/m_1) = 0{,}2825$; $\ln(m_0/m_1) = 0{,}650$;

$v_x = 3400 \cdot 0{,}650 = 2210$ м/с.

Ускорение в первую секунду: $b_0 = 200$ м/с², $dm/dt = 6{,}90$ кг$\cdot$200 м/с²: 3400 м/с $= 0{,}406$ кг/с.

Так как внутреннее давление и давление на срезе сопла остается постоянным, то это число также остается постоянным,

Продолжительность горения 3,30 кг : 0,406 кг/с = 8,15 с;

$$\int_{t_1}^{t_2} Q\,dt = 64{,}3 \text{ м/с}; \qquad \int_{t_2}^{\infty} L'\,dt = 7 \text{ м/с};$$

$$\bar{v}_1 + v_x - \int Q dt - \int L' dt = 5210 - 71{,}3 = 5139 \text{ м/с}.$$

При такой начальной скорости ракета поднялась бы примерно на 1960 км.

Давление на срезе сопла $p_d = 0{,}0196$ атм, откуда можно подсчитать сопло, поскольку $p_0 = 3$ атм (определить p_d лучше всего по формуле $p_d/p_0 = (A_0/A_d)^{\varkappa}$.

Здесь $A_d = cF_d$; $A_0 = dm/dt \cdot v_0$).

Примечание. A — общий объем газа, выходящего в 1 с.

Описание водородной ракеты (см. рис. 59)

Конструкция ее головной части a аналогична конструкции головной части спиртовой ракеты. При спуске она раскрывается, благодаря чему может освободиться парашют, находящийся в отсеке f. Головка остается после этого соединенной с водородной ракетой. Головка внутри покрыта пористым полотном, смачиваемым водой. Эта вода находится в объеме c и впрыскивается насосом e через трубу к головке, где стекает по стенкам. Парашют должен быть при снижении расположен не поперек, а вдоль с незначительным наклоном (см. рис. 33), чтобы не перегреться, но в то же время хорошо тормозить благодаря относительно высокой вязкости разреженного воздуха (сравните с этим воздушный молекулярный насос Гадеша) и незначительного веса пустой водородной ракеты *. Там, где парашют расположен поверхностью перпендикулярно к воздушншму потоку, он должен хорошо охлаждаться — для этого в ткани, из которой он сделан, должны находиться кусочки льда [30].

Буквенные обозначения на рис. 59 соответствуют обозначениям, принятым для спиртовой ракеты. Кислород находится в резервуаре кольцевой формы, где он испаряется, после чего течет через трубы E. Он находится под давлением в 3,1 атм. Водород подается насосами $p_{1,2}$ под давлением около 5 атм и обтекает трубы E снаружи. В качестве воздушного резервуара здесь служит пространство внутри кислородного кольца, откуда ответвляются трубы для кислорода. В этой ракете можно забирать пробы воздуха в резервуар для водорода, аналогично тому, как это делается в спиртовой ракете.

Это может быть осуществлено при условии, что: 1) там имеется воздух или газ (короний?), 2) этим газом можно наполнить сосуд, что можно оспаривать на основе атомистической теории. В на-

* В общем парашют должен тормозить только во вторую очередь.

сосах $p_{1,2}$ находятся трубы, по которым идет горячий газ i к фильтру s, доходящему почти до перегородки.

Основание: горячие газы содержат воду, которая при соприкосновении с водородом немедленно кристаллизуется. Так как лед тяжелее жидкого водорода, эти ледяные кристаллы осаждаются и могли бы закупорить отверстия распылителей, если бы не задерживались фильтром. Поэтому выход из насосных камер расположен не у самого дна, а несколько выше, вследствие этого камеры никогда полностью не опорожняются и, несмотря на все предосторожности, на дне их всегда накапливаются кристаллы воды (рис. 34).

Камера сгорания и сопло окружены жидким водородом. Стабилизаторы W установлены по касательной к стенкам. Они могут перемещаться вверх и вниз по стенкам, удерживаясь шарнирами a, a' (рис. 35). Так как они стоят по потоку истекающего газа, то могут: 1) эффективно действовать и в разреженном воздухе, 2) технологичней помещать водородную ракету в спиртовую, 3) находясь в промежуточном пространстве между наружным воздухом и истекающими газами, они мало препятствуют движению ракеты. При конструировании следует обратить внимание на то, чтобы разделение осуществлялось еще при работе спиртовой ракеты, иначе может возникнуть опорное ускорение, направленное вверх. На чертеже насосы m и n частично не указаны, чтобы не усложнять чертеж.

Точные приборы на водородной ракете:

1) *электрическая батарея* и

2) *гироскоп* управления, как и в спиртовой ракете, только соответственно меньше и легче,

3) *указатели ускорения* тоже легкие и компактные,

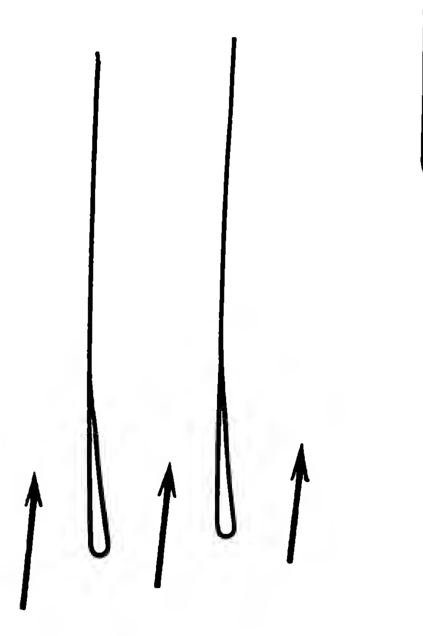


Рис. 33

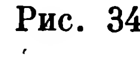


Рис. 34

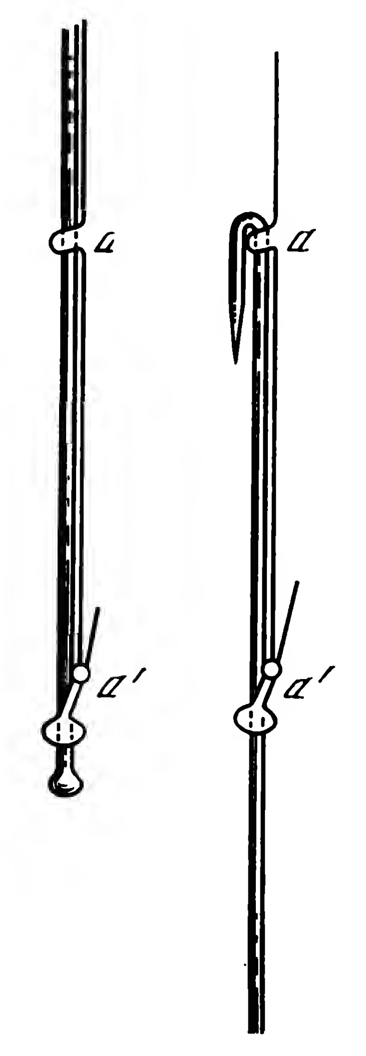


Рис. 35

4) *приборы*, показывающие *уровень жидкости*. Но здесь они служат только для регистрации, так как у водородной ракеты регулирование скорости обеспечивается исключительно манометрами.

5) *манометры*.

Указанные в п. 6 для спиртовой ракеты аппараты могут здесь отсутствовать, но

7) давление, воздействующее на головку, как и у спиртовой ракеты, воспринимается и регистрируется *пружинами b*.

Указанный в п. 8 прибор [для спиртовой ракеты] здесь отпадает, так как скорость не выдерживается.

9) термографы и т. д.

10. На водородной ракете имеется такое же приспособление для сброса головки, как и на спиртовой ракете, но здесь оно приводится в действие не от поплавка, а от часового механизма при спуске.

§ 11. Измерения, осуществляемые моделью B

При помощи модели B можно производить следующие измерения.

По ускорению и времени мы судим о скорости и высоте.

По месту снижения, учитывая расстояние и время, можно судить о скорости. Неплохо было бы производить наблюдение за ракетой через телескоп во время подъема. Спуск водородной ракеты происходит относительно медленно, поэтому воздушное давление и температуру можно измерять непосредственно.

Можно определить воздушное давление также и по сопротивлению, действующему на головку спиртовой ракеты от воздуха, а также из записей по п. 7 [для спиртовой ракеты] (см. с. 473). Сравнив обе величины, мы получим коэффициент сопротивления.

Через экстраполяцию по γ мы определим по воздушному сопротивлению плотность верхних слоев воздуха (при этом надо учитывать воздушные пробы). В разреженной атмосфере, содержащей много водорода, вследствие нагрева и уплотнения воздуха головка ракеты может сгореть. Плотность воздуха в таком случае может оказаться в 9 раз больше действительной. (Как мы уже видели, это почти не изменяет эффектности ракеты.)

По уменьшению сопротивления воздуха при подъеме на высоту мы можем точнее определить удельный вес воздуха. По этим данным, а также по разнообразным пробам воздуха можно судить о его давлении и температуре. При снижении термометр показывает правильную температуру; эти температурные изменения служат также для контроля вышеупомянутых результатов.

При взятии воздушных проб определяется объем хода поршня насоса. По этим данным, а также по данным манометра также можно определить давление воздуха.

Так как все вышеуказанные величины подтверждают и дополняют друг друга, их можно потом определить точно и путем кос-

венных расчетов. Мне представляется особенно удобным то, что можно непосредственно измерять те величины, которые нас больше всего интересуют при конструировании ракет.

Во время подъема регистрируются также уровень жидкости, внутреннее давление, температура и т. д.; особо благоприятным представляется мне то, что по расходу жидкости и ускорению, с учетом силы тяжести и воздушного сопротивления, можно определять скорость истечения c и что далее по внутреннему давлению

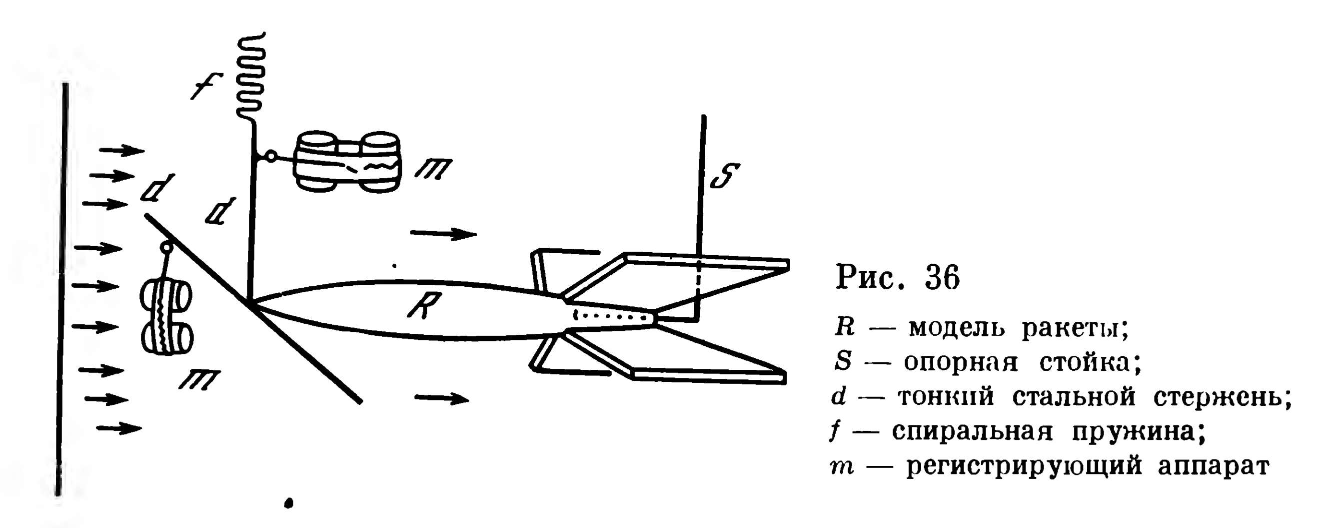


Рис. 36

R — модель ракеты;
S — опорная стойка;
d — тонкий стальной стержень;
f — спиральная пружина;
m — регистрирующий аппарат

и ускорению можно получить так называемое кажущееся соотношение K' между p_d/p_0, которое для конструирования ракет имеет более важное значение, чем действительное p_d/p_0.

Эти данные можно получить также и путем сопоставления состава, температуры и избыточного давления истекающих газов со скоростью c и учитывать также трение и т. д.

Разница между предполагаемым и действительным местом падения дает возможность судить о движении верхних воздушных слоев при условии, что управление производилось правильно. Его можно проверить предварительно, если модель неустойчиво опереть на предварительно тщательно выверенный гироскоп и поместить в равномерный поток воздуха (рис. 36).

§ 12. О техническом оборудовании

1. *Предварительные испытания.* Перед постройкой модели надо сначала экспериментальным путем проверить работу распылителей и сопел.

Прежде всего необходимо провести несколько опытов по истечению жидкостей из мелких отверстий. При этом определяется оптимальное внутреннее давление, количество истекающей жидкости, скорость истечения и величина капель, на которые распадается жидкость, когда она попадает в стремительно движущийся поток газа. Так, например, можно производить измерение, пропуская жидкость через маленькую жестяную пластинку b с мелкими отверстиями, против которой расположена узкая лента, которая быстро движется и перемещается вбок, т. е. от c к d (рис. 37) и на

которой потом подсчитываются капли. Дальнейшие опыты производить лучше всего вблизи воды с соответствующим протоком.

Дальше можно действовать так: газ, истекающий из модельной камеры сгорания (рис. 38), пропускается над протекающей водой, немедленно ею подхватывается, а потом исследуется на содержание несгоревших веществ. Подобный же опыт произвести, измеряя температуру в камере сгорания для того, чтобы определить полноту сгорания. При опыте можно было бы изменять диаметры отверстий распылителя, давление и температуру в камере сгорания и т. д. Далее испытывать модели сопел. Опытные сопла могут быть

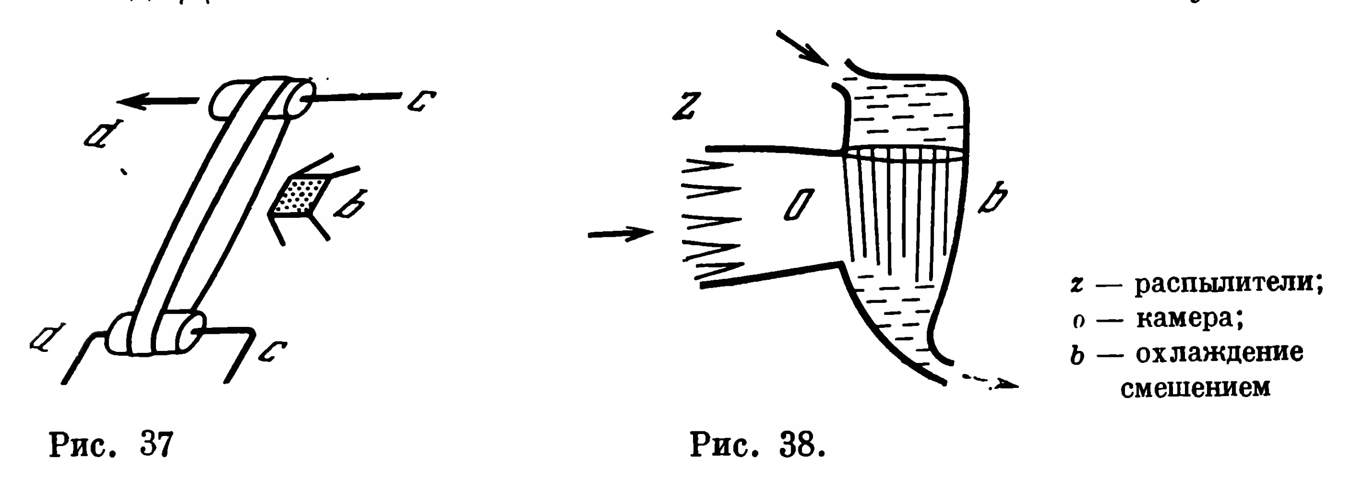


Рис. 37

Рис. 38.

гораздо меньше сопла модели, так как по ним можно делать выводы относительно сопел [полноразмерной] модели В. Опыт проходил бы так (рис. 39): газ течет в приемники большого водо-воздушного насоса; вода протекает к A и падает через диафрагму тонкими струйками в воронку D; в A есть отверстие, в которое вставляется модель сопла C, герметически притертая, но легко движущаяся в вертикальном направлении. При этом истекающий газ соответственно охлаждается, так что приходится отводить меньше тепла. Опыт со спиртовым соплом особенно убеждает в том, что истекающий газ почти полностью абсорбируется холодной водой. При первых опытах надо предотвращать теплоотдачу сопел, а потом применять стенки с охлаждением.

Такие опыты были бы полезны: в соответствии с их результатами можно было бы строить мощные самолетные турбины. Для этого не понадобилось бы слишком много средств. Конечно, вполне точные данные можно получить по записям после первого подъема ракеты, снабженной приборами, описанными в п. 1—8. Мы определяем также количество веществ, поступающих в зону сгорания, далее измеряем p_0, T_0, T_d и т. д. (а также тягу P, передвигая сопло снизу вверх на эластичной пружине), так что отсюда косвенным путем определится c. Этот опыт показывает: a) сколько тепла отдается соплами и стенками камеры сгорания жидкости между оболочкой и огневым пространством; b) какая форма сопла и какие отношения давления наиболее эффективны. Можно произвести также испытания с описанным на с. 443 регулировочным стержнем. Сюда же прибавить также опыты с насосами p и mn

и их испытание и, наконец, — испытание всей записывающей и регулирующей аппаратуры.

2. *Вспомогательная ракета.* Для того чтобы сообщить ракете начальную скорость 500 м/с, существуют только два способа: а) ее выстреливают из пушки; b) дают ей собственными силами достигнуть этой скорости. К пункту а): преимуществом моего аппарата является то, что стенки его тонки, т. е. величина m_1 мала (в сравнении с прежними ракетами). Но если применить способ а), то из-за чрезвычайно сильных перегрузок металлические части пришлось бы для увеличения прочности утяжелить, т. е. отказаться от вышеуказанного преимущества. Лучше применить второй способ, т. е. получить начальную скорость тягой самой ракеты. Но при этом ускорение не должно быть слишком маленьким, иначе ракете придется долго преодолевать силу тяжести. Значит, начальное ускорение должно быть оптимальным. Самое лучшее соотношение P/m_0 во время старта относится к наилучшему значению P/m_0 при выдерживании скорости $\bar{v}$, примерно, как 2,6 : 1. В пределах этой величины колебалось бы также значение p, вследствие чего, согласно п. 7 и 13, топливо использовалось бы нецелесообразно. Этого можно избежать: а) при помощи сопла с регулировочным стержнем (см. рис. 5 на с. 443); b) поставив спиртовую ракету на еще одну спиртовую ракету с бо́льшим соплом и с более высокой тягой. Для модели В последнее предпочтительней. Об этой вспомогательной ракете здесь я не хочу много говорить.

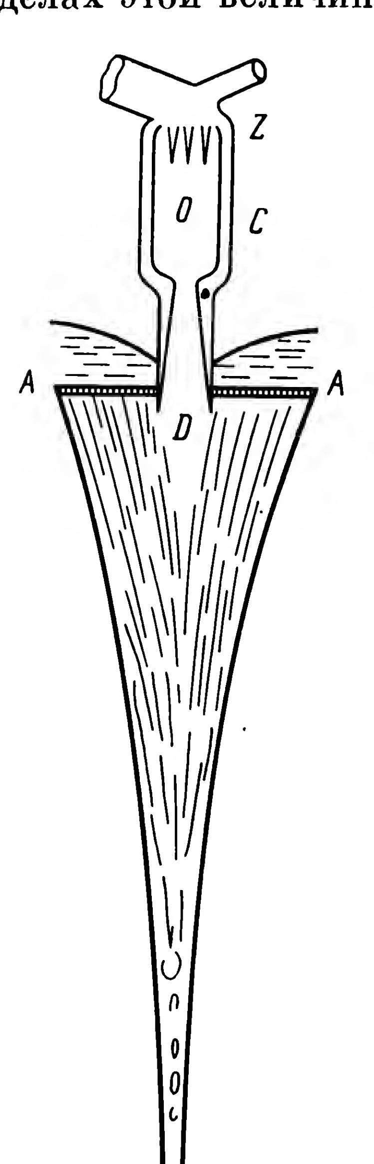
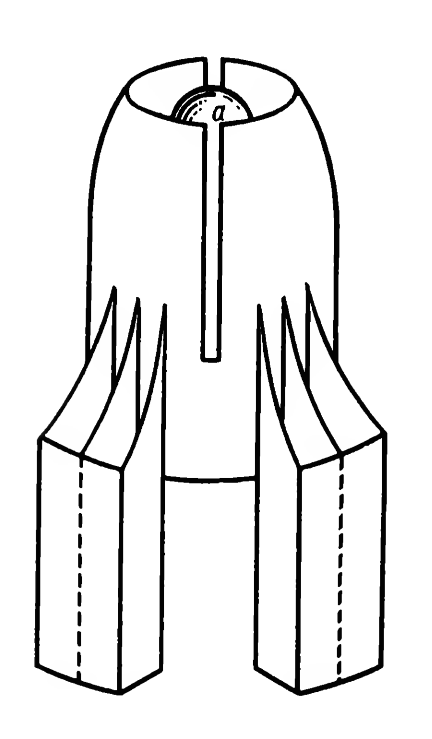
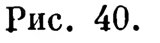


Рис. 39




Рис. 40.

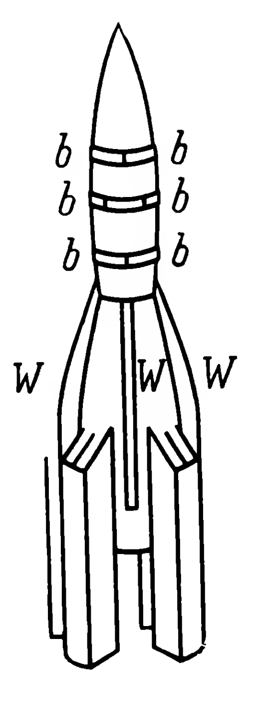


Рис. 41

Если возможно создание спиртовой ракеты модели В, то, конечно, выполнима и вспомогательная ракета (ее устройство см. на рис. 40). Она имеет в диаметре 1 м, окружая спиртовую ракету примерно до насосного отсека, и имеет четыре выреза, в которые входят стабилизаторы спиртовой ракеты. Кислород вспомогательной ракеты находится в емкости a, входящей в сопло основной спиртовой ракеты. Она [ракета] выполнена по образцу, описанному [ниже] в § 12, п. 12. Заправленная вспомогательная ракета весит 220 кг, двигатель ее работает в течение 8 с; начальное ускорение, которое получает спиртовая ракета, составляет 100 м/с², а затем из-за увеличивающегося воздушного сопротивления оно уменьшается. Следует упомянуть еще о металлических кольцах, которые охватывают снаружи резервуар со спиртом основной ракеты. Они состоят из четырех частей, удерживаемых при помощи замков b; кольца сбрасываются вместе со стартовой ракетой (рис. 41).

3. *Внутреннее давление в камере сгорания и процесс сгорания.* По-видимому, из камеры сгорания модели В могут вместе с частицами газа увлекаться и капельки жидкости, вследствие чего уменьшается c [31]. Этот недостаток будет тем меньше, чем больше величина p, потому что:

a) при этом, согласно формуле (14), увеличивается p_0/p_d, благодаря чему при том же объеме камеры сгорания уменьшается скорость движения газа. Скорость, с которой газ течет через F_m, почти не зависит от p_0 и p_d, а F_m при увеличении p_0 становится значительно меньше; при этом лучше испаряются маленькие капли жидкости, потому что они дольше остаются в зоне сгорания;

b) они испаряются лучше также и потому, что плотный газ отдает больше тепла, чем разреженный;

c) при высоком p_0 каплям для полного испарения требуется меньшее количество тепла [32];

d) при высоком внутреннем давлении p_0 одно и то же количество увлекаемой жидкости меньше влияет на уменьшение скорости истечения c, так как при этом разница между удельным весом жидкости и удельным весом газа меньше, т. е. через F_m газ проходит со скоростью c_m, которая зависит только от $p_0 V_0$; очевидно, во-первых, что капля жидкости определенной величины меньше препятствует более плотному потоку газа, чем разреженному, а, во-вторых, она при этом быстрее увлекается. Если бы мы могли увеличивать p_0 до максимального критического давления, то для нас имели бы значение вообще только температура и химический состав вещества, протекающего через F_m, и вопрос о том, жидкое оно или газообразное, потерял бы силу [33].

4. *Распылитель Z* был бы легче, если бы смесь спирта с водой (как у модели В кислород) поступала из свешивающихся цапфоподобных трубок. Однако я не думаю, чтобы при этом сгорание происходило столь же основательно.

5. *Значение насосов* $p_{1,2}$. В камере сгорания давление, согласно сказанному в § 12, п. 3, § 7, п. 13, должно быть высоким; а в ба-

ках с топливом, согласно § 7, п. 8,— как можно более низким. Значение насосов $p_{1,2}$ заключается в том, что они приводят в соответствие оба эти требования. Роль насосов возрастает с увеличением размеров аппарата: большие аппараты сами по себе имеют необходимую величину нагрузки на поперечное сечение, что позволяет нам при их конструировании идти на увеличение диаметра. При этом необходимое для жесткости внутреннее давление будет становиться меньше требуемого согласно п. 8 и 9 § 7. У аппаратов, у которых нагрузка на поперечное сечение выше 1,1 кг/см^2, важно также, чтобы p_0 было достаточно велико — и тем больше, чем выше эта нагрузка. У водородных ракет насосы теряют свое значение, если вес установленных на ракете приборов велик по сравнению с весом топливных баков. (У водородных ракет моделей В я изобразил только их принцип, они не позволяют превысить 400 м/с.) Если же вес приборов относительно невелик, то на водородных ракетах насосы становятся особенно эффективными. Применение насосов высокого давления $p_{1,2}$ я считаю довольно удачным техническим решением этой проблемы. Поршневые насосы не смогли бы выполнить эту работу [34].

6. Еще одна причина, почему у больших ракет m_0/m_1 (или, p_0/p_d) *может быть больше*, следующая: у этих ракет мы можем разделить сопла на семь, девять или более частей (см. рис. 26). Из-за этого доля [веса] камеры сгорания, сопла и насосов может быть не больше, чем у малых аппаратов. Вес этого оборудования относительно веса топлива становится меньше. (На соотношения m_0/m_1 это влияет так, как будто бы нам удалось укоротить камеры сгорания, сопло и насосы.) У аппаратов такого рода, о которых еще будет речь в третьей части, водородная ракета не входит внутрь спиртовой ракеты, а крепится на ней (см. рис. 53). При этом верхняя стенка спиртовой ракеты имеет продолжение, входящее в сопла водородной ракеты. На этапе подъема водородную ракету можно предохранять специальной головкой, повышающей ее прочность в нижних слоях воздуха; она сбрасывается вместе со спиртовой ракетой. Первая камера находится над водородной ракетой непосредственно под парашютом. Низкое расположение камеры у ракеты модели В обусловлено тем, что это способствует предохранению водородного бака от прогибания под действием ускорения. Здесь же это опасение отпадает — роль вспомогательной ракеты выполняют регулирующие стержни.

7. *Гигантские ракеты* применяются для подъема больших полезных нагрузок. Отношение m_0/m_1 должно иметь определенное минимальное значение, так как если m_1 велико, то и m_0 обязательно должно стать большим. Такая большая ракета обладает следующими свойствами:

a) вследствие большой нагрузки на поперечное сечение ракета уже вначале должна иметь очень высокую оптимальную скорость, которой она, вероятно, не сможет достичь в течение всего полета;

b) внутреннее давление в баках сравнительно невелико;

c) в спиртовой ракете давление p_2 для $F_d = F$ близко к одной атмосфере, если не выше.

Пункты a), b), c) были, однако, согласно п. 15 § 7, определяющими при выборе высокорасположенного места старта; это означает, что для этой ракеты не так важно, на какой высоте располагается место старта. Ее старт удобно производить с *поверхности моря*. Если при этом баки ракеты надуты воздухом, то они хорошо выдерживают удары волн. Тогда ракета лежит плоско на воде, с несколько спущенной хвостовой частью, поэтому она легко может быть взята на буксир кораблем, на котором в хорошо изолированных

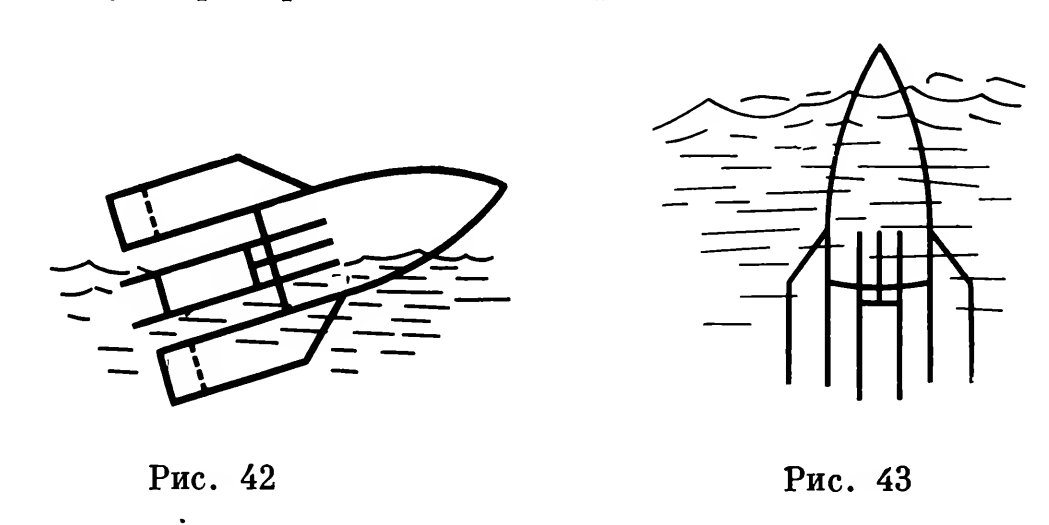


Рис. 42 Рис. 43

емкостях должны находиться также сжиженные газы, служащие для заправки ракеты непосредственно перед стартом. В заправленном состоянии ракета принимает вертикальное положение и готова к старту. Чтобы на водородной ракете не осаждался лед, ее надо изолировать бумажной оболочкой, которая не прилипала бы к ней и удалялась с нее в момент старта [35].

8. *При наполнении* водородной ракеты необходимо соблюдать следующие предосторожности. Сначала в резервуаре для водорода должно быть создано внутреннее давление, которое так относилось бы к рабочему давлению, как первоначальный модуль упругости относится к модулю при температуре жидкого водорода. Затем резервуар должен быть охлажден путем нагнетания все новых порций газообразного водорода. Только тогда, когда будет приблизительно достигнута температура жидкого водорода, можно начинать заправку.

9. *Старт модели* B. За 15 с до взлета приводится в действие малый насос m_1. За 5 с до взлета включается динамомашина. Старт происходит, как только запальник G воспламенит смесь кислорода и спирта в A и B (см. рис. 60).

10. В водородной ракете *насосы* mn включаются в работу, конечно, не с помощью натрия, а от электрической искры.

11. *Высота подъема*. Выражение $\sqrt{2g_1h_1}$ составляет 11 160 м/с для $h_1 = r + 70$ км; для $h_1 = r + 140$ км оно равно 11 106 м/с. Для высот между 70 и 140 км параболическую скорость определяют путем интерполяции. Из вышесказанного видно, что эта ско-

рость достижима. Если, например, спиртовая ракета сообщает водородной ракете скорость 3000 м/с (большая спиртовая ракета может сообщить водородной ракете скорость >4000 м/с) и если примем скорость истечения у водородной ракеты равной $c = 3400$ м/с (в действительности скорость истечения могла бы составить 4300 м/с), то для водородной ракеты получается

$$\ln (m_0/m_1) = (11\ 000-3000) : 3400 = 2{,}542;\ m_0/m_1 = 12{,}72.$$

Эту величину можно увеличить, если создать ракету с бóльшим числом ступеней. Мои аппараты могут, таким образом, вполне достигнуть космической скорости.

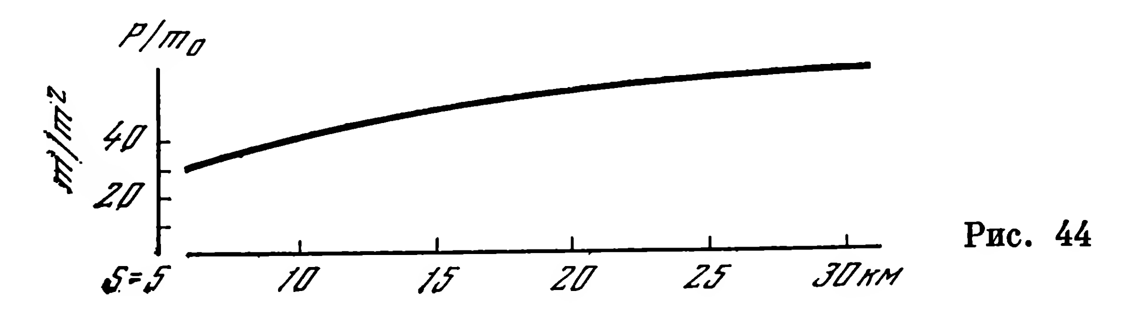


Рис. 44

12. *Упрощения.* Модель В сложней, чем было бы нужно для выполнения тех задач, которые указаны на с. 465, абзац 1 и обсуждены в предыдущей главе. Я описал такую сложную конструкцию для того, чтобы показать, какие технические устройства можно делать для увеличения эффективности подобного аппарата. Это поможет также лучшему пониманию части III.

Вряд ли можно говорить о наличии воздушной атмосферы на высоте 300 км, как и на высотах 500 и 1000 км. Эти высоты могла бы уже достигнуть одноступенчатая спиртовая ракета, особенно если учесть, что c в действительности больше (одноступенчатые ракеты, заправленные метиловым спиртом, были бы все же несколько эффективней, чем спиртовые модели В, рассчитанные на заправку этиловым спиртом). Кроме этого, можно было бы обойтись без вспомогательной ракеты и регулировочных стержней.

Если $\bar{v}$ будет выдержано, то кривая, представляющая P/m_0, как функцию s, для $v_0 = 500$, $s_0 = 7000$, $c = 1700$ будет выглядеть [как показано на рис. 44].

Если предоставить ракете лететь под действием только собственных сил, то она должна сначала приобрести наиболее благоприятную скорость. При этом начальное ускорение, тяга и p должны быть, конечно, большие. Если действительная скорость ракеты далее будет отставать от $\bar{v}$, то кривая для P, а следовательно, и для p_0, будет выглядеть так [как показано на рис. 45]; тогда вспомогательная ракета действительно становится ненужной. (При этом, однако, двигатель будет работать 18 с, т. е. на 10 с больше, чем при применении вспомогательной ракеты, а скорость будет на 76 м/с и к тому же, конечно, еще на $\bar{v}_0$ меньше.)

Мы могли бы значительно упростить и камеру сгорания, если бы не стремились к достижению высоких конечных скоростей. Мы

могли бы устроить так, чтобы камера сгорания соприкасалась непосредственно с оболочкой, покрытой асбестом, увлажняемым перед запуском. Дальнейшее упрощение заключалось бы в покрытии и сопла таким материалом, который выдерживал бы действие огня в течение $^3/_4$ мин.

Если заменить вращающиеся стабилизаторы неподвижными, то парашют стал бы необходим и скорость аппарата снизилась еще на 100—200 м/с. Все же при всех этих упрощениях аппарат поднялся бы еще выше 250 км. Конечно, такой аппарат не сможет дать нам достаточных сведений о движении верхних слоев воздуха, потому что время, в течение которого сам он движется по касательной к верхним слоям, сравнительно меньше времени, в течение которого он перемещается в боковом направлении с нижними слоями атмосферы.

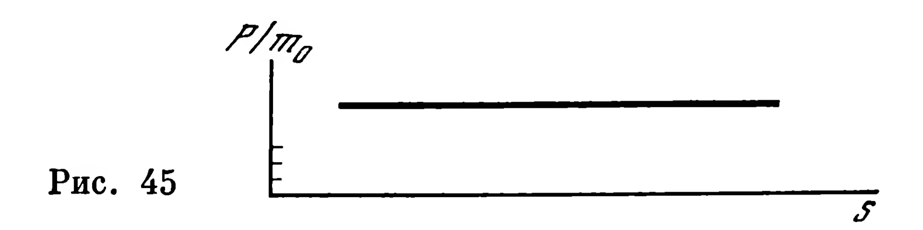


Рис. 45

Если бы мы отказались от измерения воздушного сопротивления, действующего на головку аппарата (значит, аппарат производил бы чисто метеорологические исследования, тогда как модель B исследует одновременно также коэффициент сопротивления и скорость истечения газов), то дальнейшее упрощение состояло бы в поддержании неизменным p_0 при помощи манометра. Предварительно p_0 необходимо было бы по возможности точнее рассчитать теоретически.

Мы могли бы отказаться также от насосов $p_{1,2}$ и от воздушного баллона, если бы мы поддерживали давление в баке со смесью спирта и воды, соответствующим давлению в распылителях. Тогда стенки бака были бы, конечно, толще. Но мы имели бы то преимущество, что ракета была бы меньше по сечению, и, следовательно, при том же запасе топлива нагрузка на поперечное сечение могла бы быть больше или при одинаковой нагрузке расход топлива был бы меньше. Если бы все эти упрощения были осуществлены, то $\bar{v}_1$ была бы равна 1200 м/с, и ракета поднялась бы (с учетом s_1) еще на 100 км выше. Для работы ракеты ничего другого, кроме насосов mn, распылителя Z, бака для спирта h с двойным дном и манометра, регулирующего приток горячего газа, а также предохранительного клапана и бака с окислителем с арматурой, не требовалось бы. Сюда можно добавить гироскоп, немного увлажненный парашют и приспособление для сброса. Охлаждения головки также не потребуется. Длительность подъема и спуска этого аппарата не составила бы и 6 мин. При этом ракета удалялась бы от места запуска самое большое на 10 км и найти ее поэтому было

бы нетрудно, особенно если приблизительно знать, в каком направлении ее искать. Таким образом, мы могли бы обойтись без всяких вспомогательных приспособлений для отыскания аппарата. Можно было бы сделать относительно простой аппарат (но с бо́льшим в 6 раз расходом топлива) такой же эффективности, что и модель B (поскольку он больше, он может стартовать уже с высоты в 2—3 км); он состоял бы из трех ракет: нижняя — со смесью спирта и воды, средняя, в которой в качестве горючего употребляется газообразный метан, а для охлаждения — вода, и верхняя — водородная ракета.

Существенно новым по сравнению с существующими ракетами я считаю:

1. *Применение жидких* топлив вместо употреблявшихся ранее взрывчатых веществ [твердых порохов]. Преимущества:

a) возможность регулировать скорость;

b) увеличение m_0/m_1;

c) увеличение скорости истечения (особенно у водородной ракеты): во-первых, потому что выходят более легкие газы; во-вторых, потому что благодаря [применению] надлежащего сопла полнее используется энергия топлива;

d) менее опасна эксплуатация ракеты.

2. *Применение составной ракеты.* Преимущества:

a) меньше мертвого материала отягощает ракету;

b) отдельные ракеты можно строить по-разному, в зависимости от их назначения.

3. Принадлежащими мне изобретениями я считаю также: регулятор скорости; приспособление для сброса; насосы; испарение с помощью нагнетания мелких пузырьков жидкости. Наконец, представляются новыми и формулы (с 3 по 11), равным образом как и исследование природных явлений с точки зрения перегрузки (опорного ускорения).

ЧАСТЬ III

ЦЕЛИ И ПЕРСПЕКТИВЫ

О задачах ракеты модели B я уже писал (с. 477 и далее).

Описываемые на с. 482 и далее аппараты можно построить настолько прочными, что они вполне могут иметь на борту человека. Однако предварительно необходимо экспериментально проверить, какие перегрузки может выдержать человек без вреда для себя.

Так как скорость во время работы двигателя меньше, чем $\bar{v}$, то каждая секунда, на которую движитель действует дольше до достижения $\bar{v}_1$, чем необходимо, забирает от $\bar{v}_1$ почти по 10 м/с [36], поэтому мы должны обеспечить максимально возможное ускорение. При этом, конечно, увеличивается и перегрузка. Какую же перегрузку может выдержать человеческий организм?

§ 13. Физическое воздействие необычных перегрузок на человека

Примеры. Мне известен случай, когда один пожарный прыгнул с высоты в 25 м, плашмя ударился о сетку, продавив ее на 1 м в глубину, и нисколько не пострадал при этом. Ускорение во время удара о сетку, несомненно, превышало 240 м/с². Но все же этот случай надо признать исключительным.

При прыжке человека в воду с высоты в 8 м в прямом [вертикальном] положении ускорение превышает 40 м/с². Перегрузка при таком прыжке еще ни разу не принесла вреда здоровому человеку. При прыжке головой вниз с такой высоты наблюдаются приливы крови к голове, потеря сознания, даже может быть удар, хотя здесь участок торможения больше (вытянутые руки, удар назад). Таким образом, человек выдерживает бóльшую перегрузку в направлении от головы к ногам, чем в обратном. Наибольшие перегрузки человек выдерживает в наклонном или согнутом положении. Потому что именно в таком положении, при наличии перегрузок, напряжения, растяжения и сжатия наименьшие, природа обеспечила человеку наибольшую сопротивляемость перегрузкам, ослабив в этом направлении связующие ткани. Но это, конечно, получилось не из-за соображений целесообразности.

Нам всем так часто приходится оступаться и падать, что мы не смогли бы остаться в живых, если бы при этом у нас происходили внутренние повреждения, какие влекут за собой слишком высокие перегрузки. А перегрузка из-за очень коротких участков торможения бывает очень высокой. Мы знаем, как выполняется прыжок назад и головой вниз в воду (для этого на доске становятся спиной к воде и падают назад, в то время как ноги еще продолжают стоять на площадке). При этом возникает вращательное движение, в результате которого человек падает в воду головой книзу. Если слишком рано сойти с площадки, то упадешь в воду на спину (рис. 46). Если площадка для прыгания расположена в 2 м над водой, то опорное ускорение, возрастая (из-за жесткости водной поверхности), будет составлять приблизительно 200 м/с² (при этом кожа сильно краснеет). Мускулы спины и почки подвергаются при этом воздействию ускорения до 160 м/с², туловище — до 80 м/с², голова и ноги — до 70 м/с². Если быть осторожным и отвести как можно дальше руки назад, чтобы поясничная область не ударилась об воду, то воздействие ускорения на почки будет не выше 80 м/с² и ничего, кроме покраснения кожи, не случится. Я поскользнулся однажды, прыгая с высоты в 6 м в воду с подмостков, и упал на бок. Никакого повреждения, несмотря на перегрузку, со мной не произошло.

Все это позволяет думать, что с механической стороны человеческое тело может без вреда выдержать действие ускорения до 60 м/с² в направлении от головы к ногам, а в поперечном — от 80 до 90 м/с². Но может ли человек в течение 200—600 с выдерживать

такие перегрузки? Рассуждать можно так: если привязать к динамометру нитку и резким рывком за нее перевести стрелку динамометра на отметку 100 г, то можно будет сказать, что нитка выдерживает непродолжительное натяжение до 100 г, значит она может длительное время выдерживать более 80 г. Если же вместо шерстяной или хлопчатобумажной нитки я возьму нить, скрученную из смолы при 25—30° С, то, если она на мгновение и выдержит нагрузку в 100 г, это далеко еще не значит, что она сможет продолжительное время выдержать даже 10 г. Действительно, при

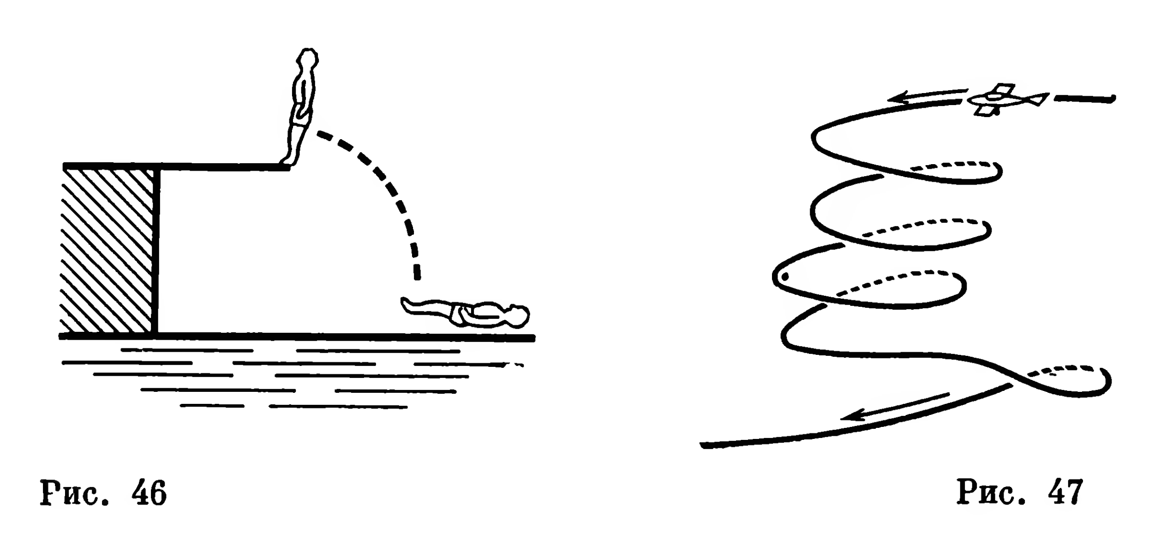


Рис. 46 Рис. 47

длительном воздействии собственного веса она будет беспрестанно удлиняться и утончаться, пока не оборвется. Существуют и промежуточные ступени: например, если трубку из плотной бумаги наполнить смолой, то получим устройство, которое не разорвется при малой длительной нагрузке и которое выдерживает кратковременное большое натяжение, восстанавливая затем снова свою форму. Но если нагрузка действует длительное время, то сопротивление значительно меньше.

Теперь можно сказать, что наше тело как раз и представляет собой такую систему из упругого и пластического вещества и что разные наши органы (печень, почки, селезенка) по прочности подобны смоле при 30°С. Однако этот аргумент не выдерживает критики. Жидкое вещество в нашем теле никогда не обладает вязкостью смолы с температурой в 25°. (Во всяком случае, содержащееся в наших костях и связках клейкое вещество по своим свойствам приближается к указанной смоле; именно эти части тела выдерживают длительное напряжение и давление лучше всего; убедиться в этом можно: 1) нагрузив указанные органы; 2) проверив кости и связки при соответствующей нагрузке в центрифуге. Но мгновенная прочность упоминавшейся выше нити смолы основана только на вязкости смолы. Жидкие и кашицеобразные вещества в нашем теле не в состоянии оказать деформации большее сопротивление, чем колбасная масса.) Таким образом, прочность нашего тела зависит, по меньшей мере, на $^{19}/_{20}$ от веществ, аналогичных по прочности упоминавшейся выше шерстяной нити.

Во время войны произошел следующий случай: один летчик сделал четыре круга диаметром 140 м со скоростью примерно 216 км/ч, или 60 м/с, т. е. более 29 с он подвергался действию ускорения в 51,5 м/с^2 без всякого вреда для себя. Этот пример в значительной степени подтверждает мое предположение, что человек мог бы выдержать такие нагрузки в течение 200—400 с (но пока это еще не вполне подтверждено).

Отсутствие опорного ускорения не может принести никакого физического вреда [37]. Уже тот факт, что жизненно важные процессы не нарушаются ни в вертикальном, ни в горизонтальном положении тела, доказывает, что мы не зависим от какого-то определенного направления [приложения] нагрузки (в противоположность, например, растению).

§ 14. Психологическое влияние необычных перегрузок [38]

Перегрузки воспринимаются нашим организмом преддверием внутреннего уха. Там, в лимфе плавает известковое тело, поддерживаемое чувствительными эластичными волосками; при наличии ускорения это тело всегда должно опираться на пару волосков, чем определяется величина и направление ускорения. Дополнением к вышеназванному органу служат три полукружных канала внутреннего уха, которое определяет положение головы в пространстве, а также общее состояние тела, особенно чувствительность мышц, суставов, органов связи, глаз, и которое дает общую информацию о состоянии, положении и движениях. Координация всех этих компонентов, т. е. синтез этих разнородных ощущений, очень мало зависит от сознания, изучения и упражнения; гораздо больше он зависит от наследственных инстинктов, отсюда быстрота, надежность и саморегулируемость этих органов до того момента, пока воспринимаются движения, не выходящие за пределы тех, которые мы в состоянии сделать при помощи наших мускулов; отсюда удивительная беспомощность в отношении движений другого порядка. Приведу два примера.

Представим себе карусель: диаметр крыши 8 м, кресла для пассажиров должны свешиваться с крыши на 2 м. Даже при быстром вращении карусели — один круг за 6,5 с — у катающихся не пропадает чуство равновесия (если только у них не кружится голова, о чем мы будем говорить позже). При $T = 6{,}5$ с (T — время одного оборота) кресла отклоняются от центра на 1,15 м, т. е. радиус кривизны составляет 5,15 м. Скорость равняется 5,1 м/с, центробежное ускорение 5 м/с^2! Результирующее ускорение составляет 11 м/с^2, отклонение от вертикали 26,6°. Несмотря на значительность отклонения, полученного креслами и нашими телами, мы в состоянии держать (с закрытыми глазами) стержень горизонтально по отношению к земной поверхности, при этом среднее значение показаний в различных точках почти не имеет систематической ошибки. Если же летчик летит (рис. 49) со скоростью 190 км/ч

и радиусом кривизны в 520 м, то испытываемая им перегрузка будет состоять из тех же самых составляющих, т. е. в этом случае и направление и величина будут те же. Но у летчика не будет ощущения, что земля остается неподвижной, а будет казаться, что он отклонился на 10°, а земля поднялась на 16° и вертится вокруг оси. Головокружения он не испытывает, пока не обращает внимания на свое положение. У летчика, о котором я говорил на с. 489, представление будет такое, какое изображено на рис. 51. И у него также не будет головокружения, но будет казаться, что

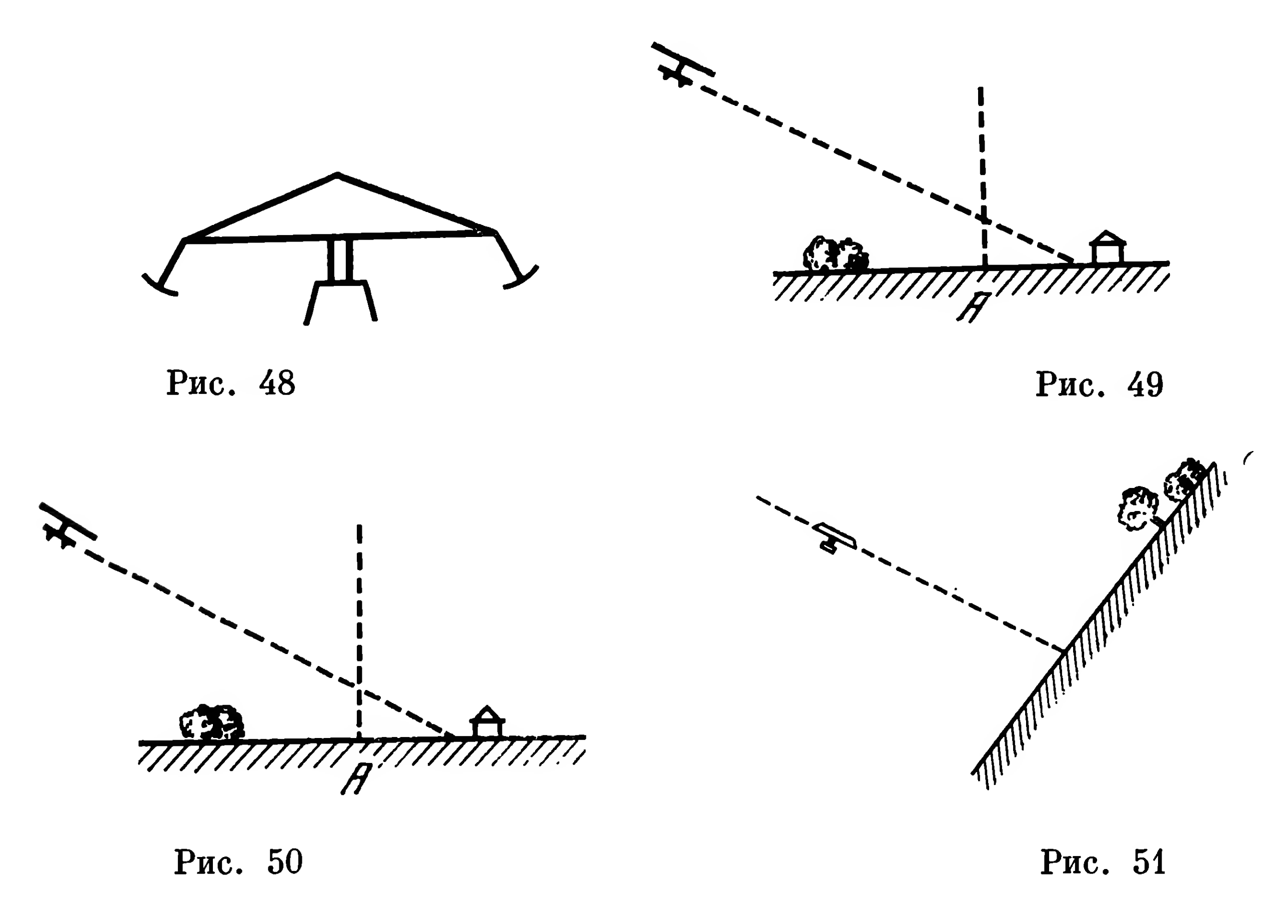


Рис. 48 Рис. 49

Рис. 50 Рис. 51

«он очень тонкий и тяжелый». Скорость его движения будет представляться ему «не такой уж большой» — признак того, что время для него как бы замедлится. Подобное, только значительно меньшее, отклонение телеграфных столбов можно наблюдать из окна поезда.

Вследствие тесной связи различных составляющих психологическое воздействие одних и тех же перегрузок будет разным при разных условиях. Менее неприятно действует перегрузка, возникающая в результате вращательного движения. Более неприятно действует она при горизонтальном ускорении, еще неприятней — при легком ускорении вверх (лифт, нос корабля при качке). Зато более сильное ускорение вверх действует не так неприятно. Если лифт спускается со скоростью 1 м/с и тормозится на 20 см, то в течение $^2/_5$ с [ускорение] $a = 2{,}5 + g$ м/с^2; это будет гораздо более неприятно, чем если в течение $^2/_5$ с [ускорение] $a = 25 + g$ м/с (приблизительно как при прыжке в воду). (Здесь можно провести сравнение со щекоткой. Легкие прикосновения щекочут сильней, чем более сильные.) Многое зависит здесь от того, знаем ли мы уже

о том, что движение началось, или хотя бы немного подготовлены к появлению перегрузок. Психологическое воздействие перегрузок очень сильно зависит от того, чувствуем ли мы, что можем управлять ускорением, и еще лучше, если можем себе внушить, что упомянутое движение нам желательно. Добровольный прыжок в воду (особенно если мы прыгаем прямо, слегка подогнув колени, так что подсознательно нам кажется, что мы решили куда-то спрыгнуть), психически действует совсем не так, как падение в воду в результате чьего-то толчка.

В общем, только такие перегрузки действуют по-разному, при которых возникающие кинематические величины подобны тем, которые мы можем вызвать сами при благоприятных обстоятельствах собственными мускульными усилиями без каких-либо вспомогательных средств. Более сильная, устойчивая и равномерная перегрузка оказывает, независимо от характера ее происхождения, одинаковое психологическое воздействие: ощущение положения земли пропадает и вертикаль представляется совпадающей с направлением ускорения (на рис. 51 почти достигнуто это положение). Представление о действительно совершаемом движении теряется. Кривизна оценивается неверно, время кажется замедленным (см. также с. 493). Упомянутые выше приятные или неприятные побочные воздействия сглаживаются тем сильней, чем сильней и устойчивей перегрузка.

Ощущения головокружения могут быть в сущности различны. Но есть у них одно общее: недоверие к нашему вестибулярному аппарату и нашему двигательному аппарату, а также желание за что-нибудь держаться, спрятаться как можно глубже. Голова начинает кружиться, если наш вестибулярный аппарат работает почему-либо ненормально: 1) жидкость в ухе приходит в движение, например, когда мы быстро кружимся или качаемся и т. д., или когда наше внутреннее ухо не в порядке из-за болезни (болезнь Меньера) и мы еще не привыкли к новому состоянию (как, например, глухонемые привыкают к отсутствию статического органа); 2) если нарушена чрезвычайно сложная местная связь между частями мозга или когда нарушена работа соответствующей части мозга (например, прилив крови, отлив крови, лихорадка или отравление алкоголем или никотином); если, наконец, какие-то представления нарушают правильное восприятие (головокружение из-за высоты, волнение из-за чего-либо, боязнь пространства и т. п.); 3) головокружение возникает, если отдельные компоненты нашего ощущения противоречат друг другу, так что оно кажется недостаточным; к счастью, в этом случае головокружение появляется только при интенсивном обдумывании нашего положения; при вращении летчики, например, только тогда испытывают головокружение, когда думают о движении земли; 4) если мы внушаем себе недоверие к нашему вестибулярному аппарату или к нашей работоспособности,— подумаем, например, что поставленная перед нами задача для нас невыполнима (отсюда старинное

правило: при покрытии крыши, восхождении на гору или полете не размышлять!). Если же наш вестибулярный аппарат работает нормально, то и при самых нелепых иллюзиях голова не кружится (см. рис. 51).

Сама по себе равномерная перегрузка не вызывает головокружения.

Более глубокие причины *морской болезни* до сих пор еще недостаточно исследованы. Во всяком случае, это не «легкое сотрясение мозга» (т. е. механическое нарушение в результате ненормальной перегрузки), как говорится в некоторых медицинских книгах, так как: 1) мы видели, что мозг переносит более серьезные сотрясения, чем вызываемые морской качкой; 2) взрослые легче заболевают морской болезнью, чем дети (кто смог бы, например, часами укачиваться в колыбели?), а настоящее сотрясение мозга может случиться у детей при значительно меньших перегрузках, чем у взрослых; 3) морская болезнь быстро проходит, как только человек почувствует под ногами твердую почву; сотрясение мозга, ведущее к грозным последствиям, может длиться часы, недели и даже месяцы; 4) морскую болезнь можно путем гипноза вызывать, а иногда и исцелять, сотрясение же мозга — нельзя.

По-видимому, морская болезнь связана с раздражением парасимпатического нерва. Интересно то, что никакими средствами невозможно предотвратить морскую болезнь у взрослого, испытывающего в течение более получаса головокружение. Все равно, чем вызвано головокружение,— вращением, качанием, приливом или отливом крови, сотрясением мозга (отсюда вышеуказанная ошибка), никотином или чем-либо еще; если головокружение продолжается долго, возникает и морская болезнь. Но морская болезнь может появиться и без предварительного головокружения (за этим, естественно, следуют тошнота и рвота, раз уж есть морская болезнь, так как при этом нарушаются нормальные местные ассоциации). На моей ракете ненормальное опорное ускорение не вызывает головокружения. Вопрос о том, не заболеет ли наблюдатель морской болезнью,— другое дело. Лично я ответил бы на этот вопрос отрицательно. Я полагаю, что морская болезнь вызывается быстрой сменой подъема и опускания. При ненормальной, но равномерной перегрузке, если бы, например, корабль во время пути должен был бы подняться на одну-единственную огромную волну, морская болезнь не появилась бы.

По-видимому, связь между нашим сознанием и статическим органом (как я уже сказал, под этим органом я подразумеваю известковое тело в преддверии нашего внутреннего уха) во время сна прерывается. Иначе бы мы во сне переживали только те ощущения, которые мы испытываем в лежачем положении. При этом нормально, чтобы сначала засыпали функции рассудка и только потом — узлы чувствительных нервов. В противном случае возникает то, что мы незадолго до засыпания куда-то проваливаемся. То же ощущение можно вызвать гипнозом или самовнушением.

(Относительно подробностей я здесь не буду распространяться.) Если статический орган усыплен достаточно глубоко, то первый испуг уже не пробуждает и после можно наблюдать психологическое влияние отсутствия перегрузок. Существуют также алкалоиды, которые парализуют орган равновесия, например, скополамин в дозе 0,002 (!) г (к сожалению, он и в этой дозе уже опасен). Но одного скополамина еще недостаточно, чтобы ввести в обман относительно отсутствия перегрузок; требуется еще, чтобы была приглушена чувствительность мускулов и суставов (например, алкоголем), а также и кожи (как например, при опускании в воду или при смазывании анестезирующими средствами мест соприкосновения). Пресловутая «мазь ведьм» средневековья оказывала аналогичное действие — заглушала чувство тяжести. Так же действуют некоторые бромистые соединения на статический орган, но мешает психологически побочное влияние отсутствия перегрузок. Статический орган может быть возбужен также электризацией.

Если сравнить возникающие таким путем ощущения с испытываемыми нами при прыжке или падении с высоко расположенного места, то создается картина психологического действия перегрузок, вначале совершенно правильная; на последующих этапах сохраняется еще некоторая неуверенность, так как проверить ее прыжком больше нельзя.

Отсутствие опорного ускорения вызывает сначала в пятую долю секунды испуг. Этот испуг тем меньше, чем 1) чаще мы его переживали раньше; 2) чем больше мы подготовлены к его наступлению. Если ощущение опорного ускорения пропадает не сразу, как при прыжке или гипнозе, а постепенно, как при действии яда, то этого страха человек не испытывает совсем.

За испугом следует особое тянущее ощущение в области пищевода, которое примерно через 1/2 мин постепенно совсем проходит. В первые секунды мозг и органы чувств начинают работать чрезвычайно интенсивно, восприимчивость к впечатлениям увеличивается, мозг соображает необыкновенно быстро, мысли и решения сосредоточены на конкретных вещах, суждения бесстрастны и логичны. Время кажется сильно замедленным. Первые две минуты можно ощущать, как четыре часа, однако чувство действительного времени не пропадает. Этому сопутствует особая нечувствительность к боли и к плохому настроению, и это продолжается весь период отсутствия опорного ускорения, если он не слишком долгий. В этом, может быть, заключается и причина того, что прыжок в воду ощущается как удовольствие, а не как мучение. Сами по себе не доставили бы удовольствия ни ощущения, подобные ударам палки по пяткам в первый момент погружения ног в воду, ни прилив крови к голове, когда в воду первой погружается голова. Представление о верхе и низе сохраняется, но при закрытых глазах оно не обязательно должно соответствовать действительности. Сердце при этом работает быстрее, чем обычно.

Все перечисленные симптомы можно объяснить телеологически [с точки зрения целесообразности].

В природе опорное ускорение отсутствует тогда, когда мы куда-нибудь падаем, и важно при этом то, что мы не испытываем боли, ясно и четко соображаем и учитываем каждую возможность спастись.

Позднее все эти явления ослабевают. Сердце начинает работать медленнее, чем обычно, работа мозга тоже замедляется, чувствительность к уколам, давлению и щипкам растет, но не так сильно, как обычно. Только отсутствие чувствительности к неприятному настроению не уменьшается до тех пор, пока отсутствует ощущение опорного ускорения. Морская болезнь после этого никогда не возникает. Но очень скоро появляется потребность во сне; сны бывают при этом всегда приятные.

Все эти явления при приобретении определенного опыта значительно ослабевают. Каждый летчик, например, может подтвердить, что тянущее [сосущее] ощущение в груди и желудке при первом быстром снижении было гораздо сильнее, чем при последующих. Вообще, еще вопрос, какие из наблюдаемых явлений следует действительно отнести за счет отсутствия опорного ускорения. Они, по-видимому, относятся к такому виду явлений, какие наблюдаются при волнении вследствие какого-либо непривычного состояния. Возможно, что отсутствие нагрузки, если оно перестало быть для нас непривычным состоянием, уже не производило бы никакого психологического воздействия. Если глухонемой, статический орган которого нарушен, закроет в воде глаза, он уже не будет знать, где верх и где низ, и сперва испугается. Если он повторит этот опыт несколько раз (лучше, если он при этом будет держать во рту воздушную трубку), от страха не останется и следа.

Однако все вышеописываемые явления на деле никогда не наблюдаются так отчетливо, как это было кратко описано. Поэтому вполне возможно, что отсутствие опорного ускорения может вызвать другие, весьма неприятные последствия. Однако и в этом случае не было бы препятствий для подъема человека в ракете, так как, во-первых, связь между ощущением невесомости и сознанием при этом может прерваться и, во-вторых, вследствие тренировки психологическое воздействие ненормального опорного ускорения устраняется. Таким образом, первый полет должен быть не более чем на 50—200 км вверх (длительность снижения 100—200 с). В том случае, если отсутствие опорного ускорения [невесомость] переносится хорошо, последующие подъемы можно было бы производить на бóльшую высоту. В других случаях надо было бы сначала проверить упомянутые вспомогательные средства, прерывающие связь между сознанием и ощущением отсутствия опорного ускорения. Вот все об уменьшении опорного ускорения.

Наша сопротивляемость высоким перегрузкам должна быть проверена экспериментально, и притом до постройки летательного

аппарата. Для этого мы могли бы использовать большую карусель (рис. 52).. Вокруг оси A вращается продолговатый металлический рычаг B, B', который опирается на колеса C, движущиеся по рельсам D. На конце рычага B' подвешена на шарнире E' кабина F, не соприкасающаяся с полом; спереди внизу она оснащена колесами, сзади — санными полозьями, т. е. в случае поломки B [кабина] быстро останавливается. На конце B в точке E подвешен противовес F'. Вся конструкция должна иметь свободное от толчков [плавное] движение: в C должны иметься эластичные пружины,

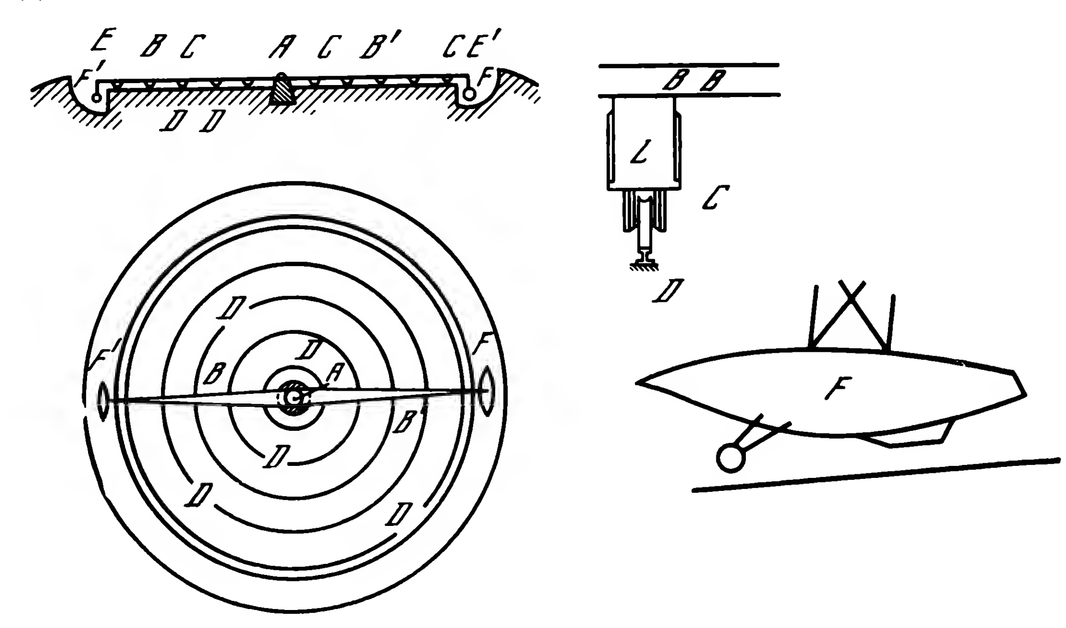


Рис. 52

не слишком сильные (еще лучше — наполненные воздухом камеры L) для гашения вибраций. Периоды колебаний этих пружинящих приспособлений должны составлять, по меньшей мере, 1 с. Экспериментатор должен находиться в F и отсюда регулировать скорость движения кабины. Конечно, скорость вращения должна точно регистрироваться. Так как кабина F движется в канаве G [39], окруженной земляным валом, опыт не представляет опасности. Из-за медленного хода, величины круга, кривизны (радиус кривизны не должен быть менее 60 м) и плавного движения лицо, производящее опыт, считает, что перегрузка направлена почти по перпендикуляру, и, таким образом, мы можем наряду с физиологическим воздействием наблюдать также и психологическое воздействие высоких перегрузок. Я хотел бы здесь упомянуть о том, что ракета, о которой здесь идет речь, поднимается тоже не точно по вертикали (см. часть 1, § 7, п. 20, γ). Описываемая здесь центрифуга может быть использована также непосредственно для тренировки.

Вот все пока о влиянии необычных опорных ускорений. Я так подробно описал их потому, что большинство читателей не имеет об этом ясного представления. Вышеизложенным я хотел также показать, что действие необычных перегрузок на наше тело не влечет за собой особых осложнений.

Если человек выдерживает ускорение, например в 40 м/с², то ускорение по вертикали $b = (40 - g) \approx 30$ м/с² допустимо.

Если v_1 будет равно 9000 м/с, то подъем будет продолжаться 300 с. При этом $\int_0^{300} g dt = 2400$ м/с при подъеме теряются из-за притяжения Земли, а следующие 200 м/с поглощает воздушное сопротивление. Если бы вся сила движителя способствовала ускорению, то в идеальном случае должна была бы достигнута скорость $v_x \approx$ $\approx 11\,600$ м/с. Как мы видели, достигнуть это возможно.

Примечание. Наши знания о физиологическом и психологическом влиянии необычных нагрузок в настоящее время довольно неполны. Поэтому я был бы благодарен за каждое сообщение в этой области (было бы еще лучше, если бы физиологи и психологи осветили вопрос со своей специальной точки зрения). Я же, собственно, хотел показать, что и в этой области предварительная работа возможна.

§ 15. Опасность при подъеме

Подъем гораздо менее опасен, чем кажется сначала [40]. Пилот—см. рис. 53—помещается в камере [отсеке] *I*; стенки ее толщиной от 1,5 до 2,5 см из алюминия, окна во время подъема прикрыты снаружи такими же алюминиевыми пластинами. Разрыв камеры кажется мне почти невозможен. Над камерой находится парашют. Обтекатель может быть в любое время сброшен. Во время подъема пилоту угрожают только три опасных момента:

1) выход из строя насосов,
2) выход из строя управления,
3) взрыв.

Если можно, подъем лучше совершать над большой водной поверхностью (уже ради сохранения спиртовой ракеты). Если выйдут из строя указанные на с. 481 насосы, то ракета упадет в воду; поскольку она имеет плавучесть — это не страшно. Если произойдет: a) поломка хвостового стабилизатора, b) выход из строя механизма управления, тогда пилоту надо только выключить насосы, после чего ракета начнет падать. Могут получиться взрывы четырех разных видов.

а. Взрывы в пространстве сгорания или в районе насосов спиртовой ракеты; такой взрыв может произойти только в начале полета. Этот взрыв будет тем вероятней, чем больше будет требуемая тяга P. Так как ускорение не может превысить определенного максимума, то с уменьшением массы и P тоже уменьшится (вначале P несколько возрастет из-за увеличивающегося воздушного сопротивления). Теперь посмотрим на рис. 53. Невероятно, чтобы при таком взрыве частицы металла устремились бы в направлении *I*. Так могло бы получиться только при взрыве в районе верхних насосов. Но если это и произошло, то заполненные компонентами баки уменьшили бы влияние взрыва так же, как и толстостенные насосные камеры водородной ракеты.

b. Взрыв в насосных камерах водородной ракеты был бы менее сильным, чем взрыв, описанный выше. При этом было бы достаточно демпфирующего действия баков с компонентами водородной ракеты.

c, d. Взрыв одного из баков вследствие наличия избыточного давления в нем представляется, во-первых, невероятным, и, во-вторых, вряд ли он привел бы к серьезным последствиям для пилота в спиртовой ракете, потому что пилота предохраняет водородная ракета, а в спиртовой потому, что избыточное давление в ней для этого слишком мало. Сжатие ракеты встречным потоком воздуха также не причинило бы пилоту особенного вреда (что может случиться только в начале полета). Во всех случаях взрыва в действие вступает препятствующая огню жидкость. Но с одной стороны камера *I* защищена влажным парашютом, а с другой должна находиться теплоизоляция против воздействия чрезвычайно холодного жидкого водорода. Пока сам водород не загорится внутри водородной ракеты, он эффективно предохраняет камеру *I* от огня, а если загорится сам, то головка вместе с камерой *I* будет отброшена (из-за слабых стенок водородной ракеты). Но даже если этого не произойдет, то в этом случае (который вообще возможен только при попадании жидкого кислорода в бак с водородом), водород за 2—3 с будет вытеснен из бака и вследствие своего низкого удельного веса отстанет от ракеты, так что и с этой стороны пилоту ничто не угрожает. Из изложенного видно, что в пределах земной атмосферы пилоту не угрожают никакие опасности, кроме связанных со слишком большими перегрузками [41].

Некоторую опасность для ракеты представляют при ее свободном полете пролетающие мимо метеориты. Но, к счастью, метеориты тем реже, чем они крупней. Крупные метеориты, способные пробить алюминиевую стенку толщиной в 2 см, настолько редки (за исключением времени звездопада), что по всей вероятности ракета могла бы лететь больше 100 лет, не встретившись ни с одним из них (из расчета числа и яркости метеоритов, с учетом площади, над которой они видны, их скорости и силы притяжения Земли). Впрочем, мелкие отверстия в стенке камеры *I* не обязательно причинили бы вред пилоту. Дело в том, что воздух в камере *I* должен все время возобновляться (например, испарением жидкого кислорода, см. с. 501). Воздухообмен легко можно устроить так, что он будет автоматически поддерживать в камере *I* постоянное давление и при утечке воздуха предупредит пилота, который может закрыть отверстие, положив на него каучуковую накладку. Внутреннее давление прижмет ее к отверстию и плотно закроет. В случае падения в воду каучуковая накладка должна быть как-либо прикреплена к стенке.

Каковы опасности при приземлении? Опускание в воду совершенно безопасно. При приземлении на твердую почву все зависит от парашюта. Место приземления рассчитывается и, как мы еще увидим, зависит от пилота.

§ 16. Оборудование ракеты

Об оборудовании ракеты я скажу только самое необходимое. Точные приборы соответствуют описанным на с. 472 и далее. К п. 2 можно добавить: если ракета должна быть направлена к востоку, то надо иметь две цепи управления — одну в горизонтальной, другую в вертикальной плоскости; для контроля хорошо иметь еще и третью цепь, перпендикулярную к двум первым.

К п. 3 — в этом случае используются все три направления ускорения в пространстве. Указатели ускорения соединены, конечно, с гироскопами. Из трех составляющих ускорения получают три составляющих скорости, из скорости — три пространственные координаты (направленные на центры Солнца или Земли) при помощи своего рода планиметра, соединенного с часовым механизмом. Эти планиметры содержат конические колесики с передвижной осью и постоянной скоростью вращения (см. также

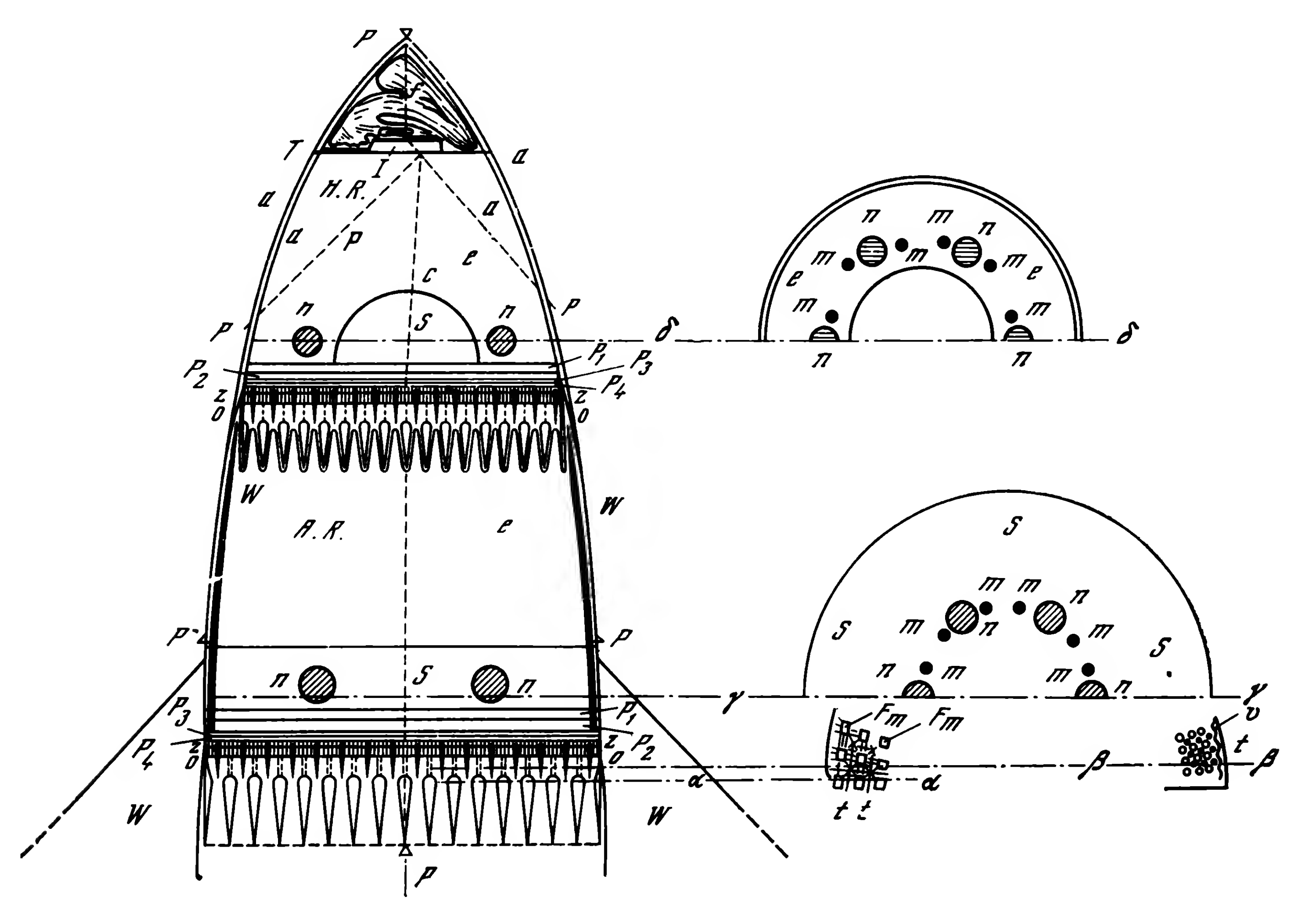


Рис. 53

с. 472). Еще проще получить эти величины интегрированием величин ускорения при помощи электрического тока, если это возможно. Везде, где находится ракета, действуют определенные гравитационные ускорения, которые мы также должны учитывать для большей точности показаний прибора. Таким образом, необходимо, чтобы на грузики указателя ускорения воздействовала составляющая, пропорциональная соответствующей

компоненте от гравитации. Это можно достигнуть при помощи следующего прибора.

Предположим, что мы имеем произвольно принятые три пространственные координаты, направленные в центр Земли (x, y, z). Тогда мы получим x^2, y^2, z^2. Это можно сделать, например, передвигая жестяную ленту под роликом в соответствии с величиной x, y, z. Нижний край этой ленты плоский (см. рис. 32), верхний спрофилирован определенным образом, так что движение ролика представляет некоторую функцию составляющих пути. Затем механически сложим $x^2 + y^2 + z^2 = h^2$ и результат суммарного действия прокрутим на роликах в соответствии с равносторонней гиперболой; получаем: $g = g_0 r^2 (1/h^2)$. Затем полученную величину разложим по трем косинусам направления, т. е. в соотношении $x : y : z$; мы можем, например, пропорциональный ток (оперируя своего рода весами) разделить на три ветви и включить пропорциональные величинам $1/x$, $1/y$, $1/z$ сопротивления, соответствующие пространственным составляющим. Эта задача разрешима, так как три тока могут легко оказывать на три грузика пропорциональное g_x, g_y, g_z силовое действие. Несомненно, возможны многочисленные другие решения. Такого рода прибор был бы пригоден, конечно, только вблизи от Земли. Гораздо сложней станет прибор, если придется учитывать также изменение гравитационного поля вследствие движения остальных небесных тел. На основании общей теории относительности Эйнштейна и теории кривизны Римана можно сделать вывод, что в этом случае были бы необходимы десять разных функциональных линий.

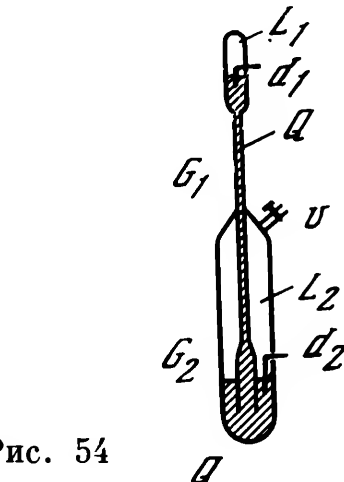


Рис. 54

Примечание. Выражение «груз на эластичной пружине» было бы, по существу, только как бы примером, образом, делающим описание более наглядным. В действительности можно использовать явление упругости замкнутого объема воздуха при воздействии на него массы ртутного столбика: стеклянная трубка G_1 [рис. 54], не слишком широкая, закрепляется герметически в стеклянной трубке G_2, где она не доходит до дна. Оба объема воздуха (L_1 и L_2) отделены друг от друга ртутью Q; тонко заштрихованная часть G покрыта амальгамой или позолочена. Если перегрузка увеличивается, то объем L_1 увеличивается, L_2 уменьшается, проволока d_1 меньше погружается в ртуть, а ток, проходящий через $d_1 d_2$, ослабевает; v — вентиль, служащий для нагнетания или откачивания воздуха в L_2 для настройки прибора. Величина затухания колебаний должна составлять 2,1, или длительность колебания будет очень большая. Влияние составляющих гравитации может быть учтено путем включения через d_1, d_2 регулируемых сопротивлений.

Действие такого аппарата контролируется пилотом, который все время наблюдает за угловым диаметром Земли и ее положением относительно остальных небесных тел, откуда можно определить h и v. Это совсем не делает прибор лишним, так как для пилота он является контрольным. В показаниях прибора всегда будет иметь место погрешность, так как такой сложный прибор не может работать вполне точно, но он, во-первых, показывает наличие определенной скорости, а, во-вторых, у пилота остается при этом больше времени для наблюдений. Ракета вообще должна работать автоматически.

Описанный в п. 8 аппарат здесь отпадает, так как наиболее благоприятная скорость $\bar{v}$ не выдерживается. Скорость регулируется грузом, висящим на эластичной пружине и поддерживающим перегрузку постоянной. Если пилот изменяет подвеску этой пружины (применяя ртутные трубки вышеупомянутого регулировочного сопротивления), то изменится и ускорение.

К п. 8а. Водородная ракета после того, как пилот ее покинет, может быть использована повторно [42]. Следует упомянуть еще вот что: если наблюдатель совсем прекратит поступление топлива к насосам $p_{1,2}$ и mn, полет станет свободным, при этом ракета не будет испытывать никакой нагрузки. Теперь, поскольку жидкий кислород и, в особенности, жидкий водород увлажняют стенки сосуда, то эти жидкости скапливаются на стенках, а пары собираются в середине (см. рис. 12). Клапаны, подающие жидкость к насосам, находятся почти на полу (т. е. у стенки). Но даже если бы они находились достаточно близко к центру баков, то все равно были бы окружены жидким компонентом. Если эти клапаны открыть, то внутреннее давление выдавит топливо к насосам и при отсутствии перегрузок, а газ останется внутри бака. (Иначе обстоит дело с предохранительными клапанами, но таковые теперь вышли из употребления.) Таким образом, ракета [ракетный двигатель] может быть также и при свободном полете в пространстве пущена в действие фактически в любой момент. Только нельзя, чтобы перегрузка действовала в направлении от хвоста ракеты к головке; ракета, у которой возможно такое явление, должна иметь в этом случае особые клапаны для жидкостей.

К п. 10 следует заметить: головка a может быть и здесь отброшена, а парашют можно раскрыть далеко от камеры I с наблюдателем. Так как камера I связана с водородной ракетой только электрической проводкой, то она может быть далеко от ракеты, благодаря чему открывается свободный обзор (рис. 55). Вследствие отсутствия опорного ускорения [невесомости] телам можно придавать любое положение. Створки a головки должны находиться в строго определенном положении относительно камеры I. Это вытекает из следующих рассуждений: солнечная константа составляет по отношению к Земле (средняя величина всех показателей, предложенных с 1900 г.) 2,3 кал/мин·см^2. Согласно закону теплового излучения, маленький шар с такой же поверхно-

стью, свободно плавающий в космическом пространстве, едва ли нагревается выше 240 K. Затем наступает равновесие между поглощаемым и излучаемым теплом. (То, что средняя температура нашей Земли равна $+15°$, зависит от того, что она сама излучает тепло.) Можно оставить камеру *I* с одной стороны блестящей, а с другой зачернить. Если она имеет цилиндрическую форму и черная сторона будет обращена к Солнцу, то температура поднимется до 25°C. При большем удалении от Солнца средняя температура была бы слишком низка, но ее можно тогда повысить, если придать

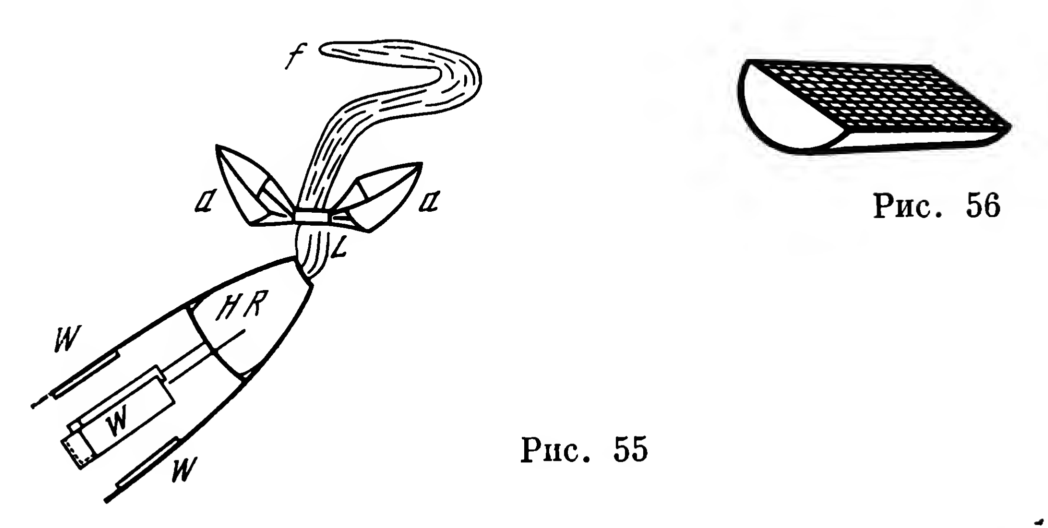


Рис. 55

Рис. 56

камере *I* форму разрезанного пополам цилиндра (рис. 56), окрасить черным цветом поверхность разреза и поставить перпендикулярно к солнечным лучам. Но тогда камера стала бы слишком тяжелой, поэтому я решил концентрировать на ней солнечное тепло при помощи полой зеркальной внутренней поверхности створок *a* [43].

Примечание. При подобном устройстве можно было бы в допустимых пределах поддерживать внутреннюю температуру путем надлежащей установки *I* и *a* от края солнечной атмосферы до зоны астероидов.

Перед спуском камеру *I* можно опять притянуть к водородной ракете и затем закрепить. Сама водородная ракета с одной стороны светлей, чем с другой. Если она обращена светлой стороной к Солнцу, то водород не будет испаряться.

У аппаратов, построенных по принципу модели B, имеются еще некоторые особенности. Здесь я упомяну лишь аппарат для обмена воздуха. На случай, если камера *I* будет воздухопроницаема, в ней находятся два резервуара с жидким кислородом и азотом. Они размещаются так, чтобы Солнце их испаряло. Но в случае, если давление воздуха в камере *I* падает, их можно подогревать искусственно. При коротких полетах использованный воздух очищается каустическим калием; при длительных полетах он проходит через черную трубу на теневую сторону, при этом все примеси осаждаются, после чего остаются только газообразный кислород и азот; через трубку они идут дальше, на солнечную сторону, нагреваются и потом опять поступают в камеру *I*. Чтобы очистить трубку от отложений, ее надо периодически помещать на солнеч-

ную сторону, отделять от камеры *I* и открывать, тогда эти вещества испарятся и улетучатся в пустоту.

Можно упомянуть еще и перископ, служащий для наблюдения за Землей во время подъема, и, наконец, те приборы, которые служат для особых целей при полете.

Помещение *I* имеет в длину несколько больше 2 м, в диаметре 1,20 м, при подъеме и спуске пилот лежит в гамаке, скатываемом, когда не нужен, так что остается свободное для движения пространство.

§ 17. Перспективы

Вышеизложенным я хотел показать, что при современном уровне науки и техники можно строить аппараты, достигающие космических скоростей, и что на этих аппаратах может подниматься и человек. В заключение я хотел бы сказать, что не исключена возможность осуществления мечты о строительстве таких кораблей. Я не стану утверждать, что это произойдет в ближайшие 10 лет, но хотел бы указать полезность и возможную стоимость строительства подобных ракет для того, чтобы решить, будут ли они когда-либо построены.

С предварительными экспериментами модель B обошлась бы в 10 000—20 000 М [марок] по оценке мирного времени. Кроме указанных в § 11 измерений, эта модель не имеет других назначений. Оценить предварительную пользу каких-нибудь научных открытий невозможно. Много есть таких вещей, которые казалось бы не имеют отношения к обыденной жизни, а потом приобретают огромное практическое значение (напомню только об электричестве). Если требуется от общественности получить деньги для каких-либо целей, нужно или суметь доказать прямую и осязаемую их выгоду, или хотя бы широко популяризировать эти цели. В полной мере я не могу сделать в отношении модели B ни того, ни другого.

Однако, как обстоит дело с такими аппаратами, которые могли бы нести на борту человека?

Вышеописанный аппарат позволял бы сначала проводить следующие опыты и наблюдения. Такие опыты дают возможность самому наблюдателю (или наблюдателям), одетому в скафандр, выходить из аппарата и вследствие отсутствия опорного ускорения [невесомость] достигать любой желаемой точки. Надо только, чтобы он был привязан тросом к аппарату, в который он потом сможет снова вернуться.

Опыты.

a. Опыты, возможные только в большом безвоздушном пространстве.

b. Во время свободного полета аппарат не испытывает опорного ускорения. Это дает возможность проводить многие такие физические и физиологические исследования, которые невозможны на Земле из-за земного притяжения.

c. В космическом пространстве могут быть использованы телескопы любой величины, так как там звезды не мерцают. Кстати, здесь и черное небо, и невесомость, а также отсутствие атмосферы. В качестве объектива можно иметь большое, достаточно затененное вогнутое зеркало из металла. Если его прикрепить тремя стальными лентами на расстоянии нескольких километров от ракеты, получится телескоп, в определенных отношениях превосходящий самые лучшие приборы на Земле. (Уже при помощи значительно меньших приборов могли бы быть решены вопросы об обитаемости планет, об орбитах крупных метеоритов, представляющих опасность при полете на планеты, важнейшие вопросы о неподвижных звездах и т. п.)

d. Так как небо абсолютно темное, достаточно закрыть солнечный диск, чтобы по желанию наблюдать близкие районы Солнца [корону].

e. Некоторые исследования энергии излучения на Земле невозможны, так как атмосфера поглощает коротковолновые световые лучи. Есть волны такой длины, что искусственно получить их невозможно. Однако в мировом пространстве их легко получить из света синих и ультрафиолетовых звезд. Именно в этом случае вследствие того, что величина молекул и атомов соответствует длине волн света указанных звезд, могли бы быть сделаны интереснейшие и многообещающие физико-химические открытия.

f. Мы можем определить величину лучистой энергии, идущей из разных областей неба. Если мы защитим тело от любых излучений (в первую очередь от солнечных лучей) блестящими стальными пластинками, под которыми оно сможет свободно двигаться, и в то же время позаботимся о том, чтобы собственная энергия тела излучалась в более холодные части пространства, мы сможем довести его температуру очень близко к температуре абсолютного нуля — во много тысяч раз ближе, например, чем температура твердого гелия. Не исключено, что при этом могут возникнуть совсем новые явления (например, в поведении электронов и т. д.). Во всяком случае, стоило бы провести такой эксперимент.

g. Наконец, подобная ракета при начальной скорости $v_1 = 11$ км/с могла бы облететь вокруг Луны и исследовать ее обратную сторону.

Однако я не думаю, чтобы ради такого эксперимента нашлись бы средства на постройку подобной ракеты. Изготовление такого корабля обошлось бы более чем в миллион марок мирного времени; при правильном использовании ракета могла бы подняться до 100 раз, но для каждого пуска с наблюдателем на борту потребовалось бы почти 25 000 кг спирта, 4 000 кг водорода и соответствующее количество кислорода; вместе с водой все это весило бы около 300 т. Ракета для двух наблюдателей весила бы уже минимум 400 т.

Если мы запустим такие аппараты большого размера на орбиту вокруг Земли, то каждый из них будет представлять подобие

маленькой луны. Они не будут рассчитываться для возвращения на Землю. Общение их с Землей можно поддерживать при помощи меньших аппаратов, так что эти большие ракеты (назовем их наблюдательными станциями) могут быть лучше приспособлены для своего прямого назначения [44]. Если бы продолжительное воздействие невесомости привело к вредным последствиям (в чем я, однако, сомневаюсь), то две таких ракеты можно было бы связать канатом в несколько километров длиной и привести их во вращение одну вокруг другой. Назначение таких наблюдательных станций могло бы быть следующее.

1. С помощью точных приборов с них можно было бы разглядеть на Земле достаточно мелкие объекты и с помощью зеркал посылать на Землю световые сигналы. Они помогут наладить телеграфную связь с теми местами, куда не проложить кабель и где бессильна радиосвязь. Так как с этих станций можно увидеть при чистом небе ночью даже свечу, а днем карманное зеркальце, и если примерно известно, где нужно их искать, то они могут содействовать связи между экспедициями и родной страной, между отдаленными колониями и метрополией, между кораблями и т. д. Благодаря тому, что они могут наблюдать и фотографировать неисследованные страны (Тибет), они будут способствовать исследованиям Земли и народов. Их стратегическое значение, особенно на театре войны, при незначительной облачности очевидно; действительно, трудно недооценить значение этих орбитальных лабораторий для государства, которое ведет войну и которое обладает этими лабораториями. С другой стороны, государства, которые ведут войну, много бы отдали за те ценные сведения, которые им может сообщить государство, обладающее этими орбитальными лабораториями. При [наличии] малого плоского зеркала и если станция не слишком далеко, сигнал от зеркала может приниматься на ограниченном пространстве. Станция сможет предупреждать корабли о появлении айсбергов, делая это либо косвенно, через морскую службу, которая затем передает это сообщение телеграфом на корабль, находящийся в опасном районе, либо непосредственно, передавая сообщение на корабль, если только он сможет принимать сигналы в сильном тумане. Таким путем могла бы быть предотвращена гибель «Титаника» в 1912 г. Орбитальные станции могли бы содействовать спасению потерпевших кораблекрушение, помочь прессе и т. д.

2. Все это имело бы определенную практическую пользу. Но важнее было бы вот что: можно растянуть в пространстве круглую проволочную сетку (рис. 57) вращением ее вокруг центра. В ячейки сетки (на рисунке показаны преувеличенно большими) можно вставить подвижные зеркала из легкого листового металла — так, чтобы этим зеркалам электрическим током можно было придавать со станции любое положение относительно сетки. Все зеркало должно вращаться вокруг Земли в плоскости, перпендикулярной плоскости земной орбиты, причем сетка должна быть наклонена

под углом 45° к направлению падения солнечных лучей. Регулируя положение отдельных ячеек сетки, можно всю отражаемую зеркалом солнечную энергию концентрировать на отдельных точках на Земле, или рассеивать на обширные области, или, если мы не находим для нее применения, излучать в мировое пространство. Если, например, зеркало имеет диаметр 1000 км, то солнечное отражение в каждой ячейке имело бы 10 км в диаметре; отраженная солнечная энергия сконцентрировалась бы на пространстве в 78 км^2, так как размер отражающей поверхности может быть любой, то можно достичь колоссальных эффектов. Можно было бы

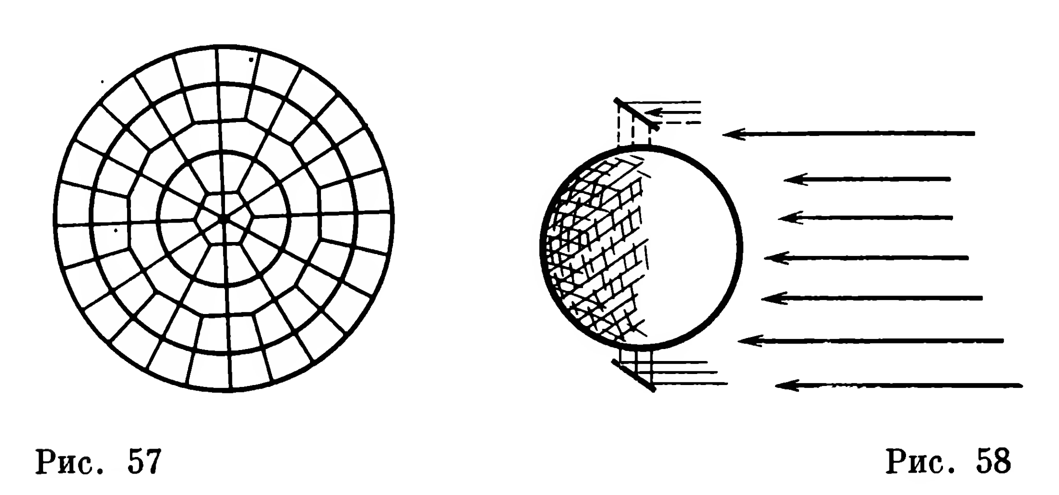


Рис. 57 Рис. 58

освободить от льда путь на Шпицберген или к северным сибирским портам, если подвергуть лед действию концентрированных солнечных лучей. Если бы даже зеркало имело в диаметре только 100 км, оно могло бы посредством отраженной им энергии сделать обитаемыми большие пространства на Севере; в наших широтах оно могло бы предотвратить опасные весной снежные бури, обвалы, а осенью и весной помешать ночным морозам губить урожаи фруктов и овощей. Особенно важно то, что такое зеркало не стоит неподвижно над каким-либо одним пунктом земной поверхности и потому может выполнять все эти задачи.

Материал для создания такого зеркала следует выбирать, учитывая следующее: 1) кислород в космосе отсутствует, 2) зеркало само нагревается лишь незначительно; оно останется еще холодней, если мы сделаем его обратную сторону шероховатой или даже покрасим ее в черный цвет. В качестве материала я предложил бы при указанных обстоятельствах натрий, который имеет удельный вес 1, обладает значительной прочностью на растяжение и серебряным блеском. Его можно поднимать большими кусками на отдельных ракетах, и, поскольку он еще имеет обычную температуру, наверху, вне ракет отвальцевать его в лист или выдавить из ракеты в виде полосы или проволоки. Пригонку друг к другу отдельных кусков и полировку их можно поручить людям, одетым в скафандры. Если отражающие листы будут иметь толщину в 0,005 мм, а масса проволоки и т. д. будет равна массе листа, то вес квадратного метра в целом будет составлять 10 г, а на гек-

тар — 100 кг. При регулярной связи с наблюдательной станцией с помощью ракет запуск одной ракеты, поднимающей, помимо всего еще 2000 кг натрия, будет стоить в общем 50 000—60 000 марок золотом. Таким образом, гектар зеркала будет стоить примерно 3500 марок [45]. Если учесть, что при помощи 1 га зеркальной поверхности можно культивировать 3 га в полярных странах, то будет ясно, что наступит время, когда такое зеркало и все изобретение в целом станут рентабельны.

Зеркало ∅ в 100 км стоило бы около 3 млрд. марок, а для постройки его, при подъеме каждую неделю 100 т натрия, понадобилось бы около 15 лет. Поскольку подобное зеркало, к сожалению, могло бы иметь также и очень важное стратегическое значение (взрывать военные заводы, вызывать вихри и грозы, уничтожать марширующие войска и их обозы, сжигать целые города и, вообще, производить большие разрушения), то не исключено, что одна из культурных стран уже в обозримом времени могла бы приступить к осуществлению этого проекта — тем более, что и в мирное время бóльшая часть вложенного капитала окупила бы себя.

3. Еще об одном должен я сказать: наблюдательная [орбитальная] станция могла бы одновременно быть и топливной базой, так как если водород и кислород будут защищены от солнечных лучей, то здесь они какой угодно срок могут оставаться в твердом состоянии. Ракета, заправляемая только здесь и отправляющаяся с орбитальной станции, не тормозится сопротивлением воздуха и очень мало тормозится силой притяжения. Ее ускорение и отношение p_d/p_0 могут быть очень небольшими, благодаря чему на основании части I, § 4, п. 12 энергия топлива используется в большей степени. Если ракета никогда не должна проходить через плотные слои атмосферы или испытывать действие перегрузки, то ее форма и прочность будут зависеть полностью от нас; величина b может быть какой угодно маленькой (см. также часть I, § 7, п. 15 и 17), и мы можем, к тому же, изготовить сосуды из листового натрия. При этом m_0/m_1 будет очень большим. Кроме того, ракете совсем не нужна очень большая начальная скорость, чтобы выйти из сферы земного притяжения, так как, во-первых, на наблюдательной станции потенциал земного притяжения, несомненно, меньше, во-вторых, импульс этой ракеты должен только выровнять разницу между необходимой для нее скоростью и скоростью наблюдательной станции, составляющей примерно 6 км/с. Если мы соединим, например, большой шар из натриевого листа, изготовленный на месте и наполненный топливом, с небольшой, прочно построенной ракетой, которая будет двигать перед собой этот шар с топливом и все время из него наполняться, то получится чрезвычайно эффективный аппарат, вполне способный долететь до какого-либо небесного тела. Там ракета опустится на поверхность этого тела, в то время как шар с топливом будет вращаться вокруг этого небесного тела и после подъема ракеты опять состыкуется с ней, так что аппарат снова будет иметь возможность отправиться назад.

Посещение незнакомого небесного тела имело бы, конечно, огромное научное значение. Но здесь на эту тему я не буду говорить.

ПОСЛЕСЛОВИЕ

Только при сдаче в печать этой рукописи я познакомился с работой одного американского ученого, г-на проф. Р. Х. Годдарда из Университета Кларка в Вустере, Массачусетс. Эта работа была опубликована в 1919 г. в Вашингтоне известным Смитсонианским институтом. Она называется «Метод достижения предельных высот» и посвящена ракетам.

Проф. Годдард имел возможность располагать значительными средствами при своих экспериментах, тогда как я должен был ограничиться теоретическим обсуждением проблемы. По этой причине обе работы дополняют друг друга.

Годдард употреблял для экспериментов бездымный нитроцеллюлозный порох. Сначала он испытал в работе воронкообразные, расходящиеся под углом в 8° сопла и нашел, что при таком устройстве значительно улучшается термический КПД. Он сумел перевести до 64,5% термохимической энергии в энергию движения вытекающих газов (эксперимент № 51), в то время как у самых лучших существовавших доныне ракет КПД едва превышал 2%. Далее Годдард нашел, что КПД повышается, когда, при одинаковой форме и одинаковом соотношении количества пороховой смеси к объему сопел [камер], сами сопла [камеры] будут крупнее. Это, конечно, следовало ожидать, так как при его экспериментах с возрастанием линейной величины количество пороха увеличивается в 3-й степени, а поверхность стенки (и, следовательно, трение) увеличивалась только в квадрате. Все-таки, и тем более при современном состоянии аэродинамики, чрезвычайно необходимо экспериментальное подтверждение теоретических соображений. Поразительно мала роль трения, особенно у малых сопел. Горло более мелких сопел было диаметром примерно в $^1/_2$ см; термический КПД в этих экспериментах составлял от 30 до 50%. У аппаратов большого размера диаметр горла сопел был 1 см; здесь КПД был между 57 и 65% — доказательство того, что трение здесь может играть, конечно, совершенно незначительную роль. (У моего аппарата трение может быть, во всяком случае относительно, значительно выше.) Сопла, с которыми работал Годдард, были тщательно сглажены и изготовлены частично из высококачественной стали, частично из обыкновенного железа, но во всяком случае из массивного материала. У моего аппарата сопла из тонкого листового материала. При этом не обойдется, конечно, без отклонений; кроме того, стенки сопла покрываются тонким слоем льда, что может значительно увеличивать трение. Поэтому сопла моего аппарата значительно длиннее, так что трение все же не будет больше. Величина термического КПД поразительно велика. (Самые лучшие дизель-моторы, например, переводят ед-

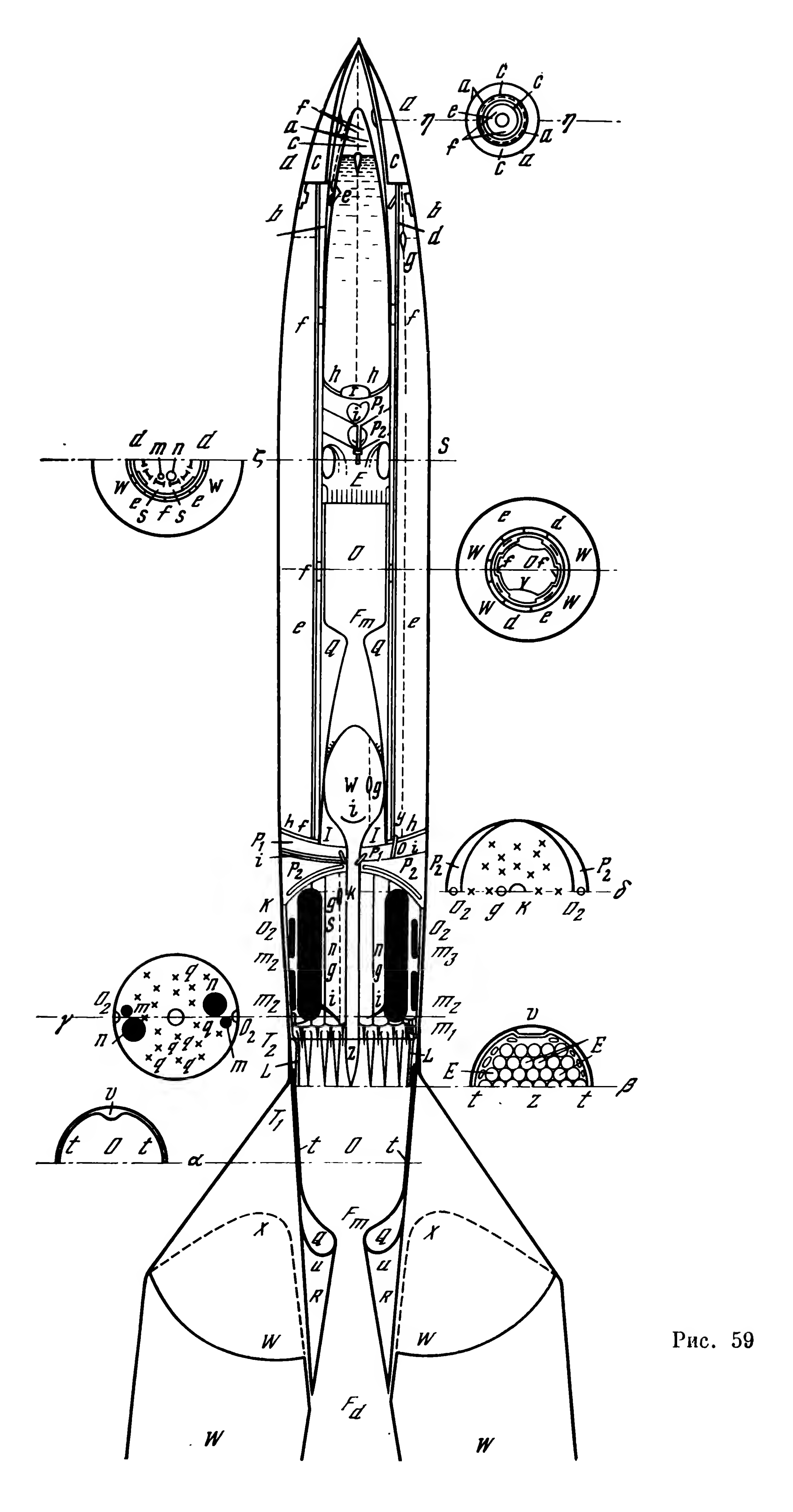


Рис. 59

ва 40% термической энергии в механическую, паровые машины не превращают даже 21% тепловой энергии в механическую.) Годдард объясняет высокое значение термического КПД: 1) отсутствием трения; 2) незначительной теплоотдачей через стенку (так как взрыв происходит очень быстро) и, наконец, 3) высокой температурой сгорания.

При помощи остроумных экспериментов Годдард смог сделать заключение относительно скорости истечения в безвоздушном пространстве. Он сумел подтвердить (что и ожидалось по теории), что скорость истечения при уменьшении давления воздуха увеличивается и в безвоздушном пространстве стремится к максимуму. Годдард проводил также эксперименты, целью которых являлось определение конструкционных материалов, формы и длины сопел и др. Он сообщает об опытах с четырьмя разными сортами пороха. Он нашел (что, конечно, в порядке вещей), что если газы обладают приблизительно одинаковым молекулярным весом, то скорость истечения увеличивается с увеличением тепла, выделяющегося при взрыве. Максимальные скорости он получил при бездымном порохе «Infallible» (теплота, выделяющаяся при взрыве, 1238,5 кал/г; скорость истечения до 2,434 км/с), а также с ружейным порохом (972,5 кал/г или 2,290 км/с).

Годдард не описывает какого-либо определенного аппарата. Принцип, который он предлагает, состоит в следующем: порох упаковывается в отдельные патроны. Двигатель относительно невелик и устроен по принципу пулемета, но действует при этом быстрей, автоматически заряжается и стреляет. В общем, аппарат имеет то же назначение, что и моя модель B. Но он (что я должен откровенно признать), несомненно, лучше приспособлен, чем кислородный аппарат. В то же время принцип Годдарда не имеет и перспектив развития, которые я обсуждал в III части моей книги.

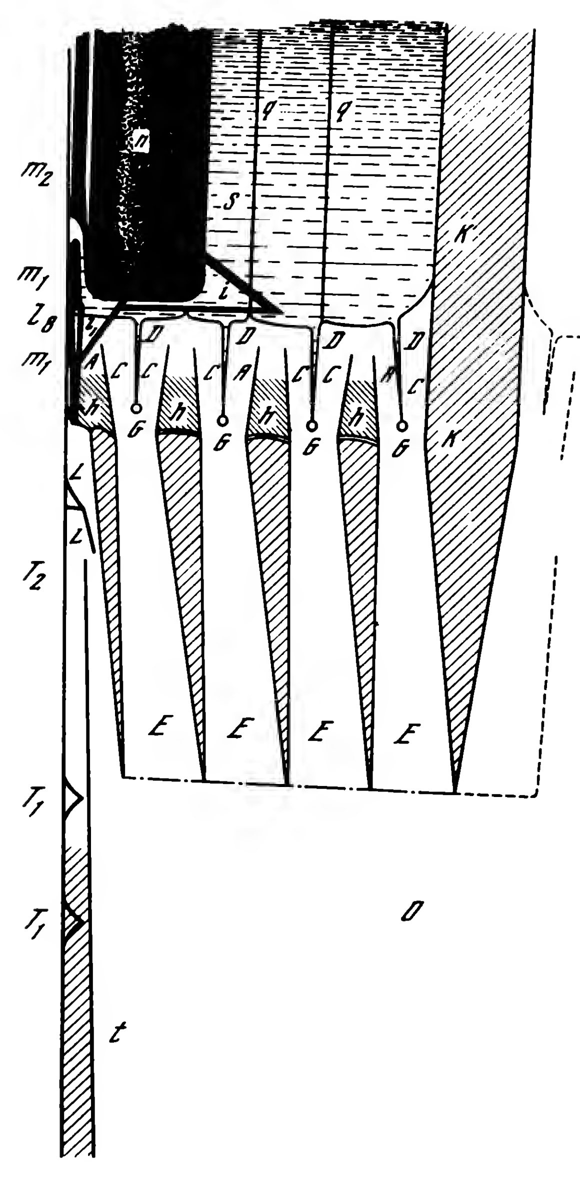
Годдард сам думал о применении водорода и кислорода, как видно из одного его примечания (с. 150). Но он не пошел дальше этого, заметив лишь, что применение аппарата при этом усложняется. По-видимому, именно из-за более легкого применения он остановился на пороховой ракете.

Что касается теоретической части работы Годдарда, то его расчеты и формулы доступнее моих. Но, в общем, мой труд в этой области дает больше. Формулы и расчеты Годдарда вполне, конечно, сходны с моими.

Очень остроумно Годдард рассчитал вероятность столкновения ракеты с метеоритом.

Я хотел бы еще упомянуть о том, что Годдард писал о посылке на Луну ракеты со светящимся порохом; при ударе о поверхность светящийся порох должен был вспыхнуть, известив таким образом о достижении аппаратом цели.

Я, конечно, не могу останавливаться здесь на всех подробностях его труда, но я советовал бы всем, хорошо знающим англий-


Рис. 60

ский язык, прочитать эту книгу, так как все эксперименты проделаны им добросовестно и книга написана понятно и интересно.

То, что я шел в своей работе независимо от Годдарда, легко можно видеть, если сопоставить обе книги. Кроме того, я могу доказать при помощи свидетелей, что начало моих работ относится еще к 1907 г. Мой первый готовый проект относится к 1909 г. В нем говорится об аппарате, который может поднять на борту несколько человек. Двигатели должны были быть устроены по принципу пулемета и снабжаться увлажненным пироксилином. Истечение газа должно было осуществляться в верхней части в стороны. Форма сопел была еще не вполне совершенна. Они были подобны водяным соплам для турбин Пельтона и так же, как они, имели регулировочные стержни, которые действовали автоматически и предотвращали чрезмерное давление. Патроны должны были быть размещены в камерах с тонкими влажными стенками; после опорожнения камеры отбрасывались. Все в целом сходно с рисунком 17 (с. 458). Несмотря на все недоработки, такой аппарат был бы в состоянии взлететь. Тогда я уже знал физические явления опорного ускорения; формулы (19) (с. 434), а также (1) — (5) и соотношения § 7 (1—3, 5—7, 17—18). В 1912 г. я разработал первый проект кислородно-спиртовой ракеты. В 1918 г. я рассчитал маленькую модель, у которой газы истекают внизу, а нижняя ракета должна быть спиртовой. Формулы (6—11) я получил летом 1920 г., когда я стремился разработать полную теорию ракет. Проект модели B я рассчитал, согласно датировке этой работы, зимой 1921/22 г. с целью продемонстрировать возможность осуществления моей теории на практике, также совершенно независимо от Годдарда. Дальнейшие подробности здесь не представляют интереса.

ЭЛЕКТРИЧЕСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ[1]

Как только мы смонтируем вращающуюся станцию вне земной атмосферы, нам не будет помехой ни воздух, ни перегрузка, и мы сможем здесь строить машины [космические аппараты], которые будут иметь такое же отношение к топливным [химическим] ракетам, как, например, океанский пароход к какой-либо лодке. *Именно по пути электрическому* [используя электроэнергию] *мы сможем повысить скорость истечения от 2 до 10 раз.* Таким образом, мы весьма существенно снизим потери [расход] топлива в соответствии с формулой (6) [2].

Если мы один полюс электростатической машины или искрового индуктора свяжем с заостренным металлическим телом, то, как известно, мы увидим, что воздух от острия отбрасывается. Это явление есть так называемый электрический ветер. Как видно из рис. 1, этот ветер может погасить пламя свечи.

Я уже говорил о том, что сила никогда не действует на одно отдельное тело, она всегда действует между двумя телами. Заряженные электричеством молекулы воздуха со своей стороны отталкивают острие с той же силой, с какой они толкаются вперед

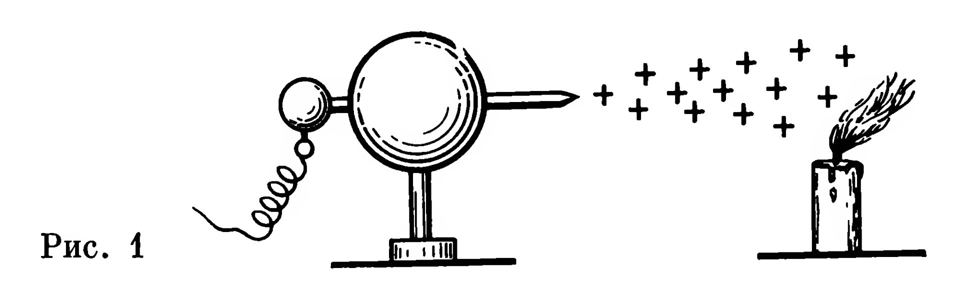


Рис. 1

острием (электрический ветряк). В плотном воздухе этот электрический ветряк дует медленно, хотя по сравнению с затраченной энергией обладает значительным импульсом. В разреженном воздухе его скорость, напротив, окажется значительно более высокой, при этом, во всяком случае, его импульс значительно уменьшается по сравнению с затраченной работой.

Мы сможем это легко понять: работа электрофорной машины применяется для того, чтобы зарядить и привести в движение молекулы воздуха. Таким образом, если масса воздуха m_1 движется

со скоростью v_1, то момент [количества] движения (а также импульс)

$$I_1 = m_1 v_1; \tag{235}$$

работа, которая необходима для того, чтобы привести массу воздуха в движение, составит

$$A_1 = {}^1/_2 m_1 v_1^2. \tag{236}$$

Если мы имеем массу m_2 и скорость v_2, то

$$I_2 = m_2 v_2; \qquad A_2 = {}^1/_2 m_2 v_2^2.$$

Если электрофорная машина в обоих случаях производит одну и ту же работу, то $A_1 = A_2$, или ${}^1/_2\, m_1 v_1^2 = {}^1/_2 m_2 v_2{}^2$.

Отсюда следует $m_1 v_1^2 = m_2 v_2^2$, или, так как $mv = I$,

$$I_1 v_1 = I_2 v_2;$$
$$I_1 : I_2 = v_2 : v_1. \tag{237}$$

В настоящее время электрический ветер объясняется следующим образом: все вещества состоят из молекул, они, в свою очередь,— из атомов, а атомы из положительных ядер, вокруг которых вращаются так называемые электроны по определенным кругообразным или эллиптическим орбитам. В настоящее время мы еще не знаем в достаточной мере, что же представляют собой в действительности эти электроны; в большинстве случаев они нам представляются преимущественно в виде маленьких отрицательно заряженных материальных частиц. Если электрон слабо связан с молекулой, то он несет положительный электрический заряд, если же он слишком тесно к ней привязан, то он носитель отрицательного заряда [3].

Если молекула разрывается, поскольку молекулы под влиянием тепла сталкиваются друг с другом, то часто одна ее часть оказывается заряженной отрицательно, а другая — положительно (ионы). Такие ионы проявляются в каждом газе (в большинстве случаев, конечно, в весьма незначительных количествах), а также и в воздухе. Находящиеся поблизости от сильно наэлектризованного тела одноименно [с ним] заряженные ионы выталкиваются. Затем они движутся среди прочих незаряженных молекул и увлекают их за собой, в то время как другие молекулы останавливают их в их первоначально очень быстром движении. Таким образом, в случае, если вокруг ионов имеется много воздуха, в движение приходит большая масса, однако с небольшой скоростью; если же, напротив, воздух разрежен, то ионы встречают лишь небольшое число молекул воздуха и придают им более высокую скорость.

При глубоком вакууме в стеклянной трубке (при [давлении] менее ${}^1/_{1000}$ атм, полученном путем откачки воздушным насосом) молекулы и атомы улетают от положительного полюса (так назы-

ваемого анода) со средней скоростью от 50 до 400 км/с. Это так называемые альфа-лучи (α), канальные лучи, или, также, анодные лучи [4]. От отрицательного полюса (так называемого катода) отлетают преимущественно свободные электроны, которые вследствие своей незначительной массы достигают скоростей порядка 90 000 км/с и более (бета-лучи [5] или катодные лучи) *.

Реактивное воздействие на электрический ветряк точно так же тем значительнее, чем плотнее воздух. Нам это станет ясным, если мы припомним, что в плотном воздухе отброшенные

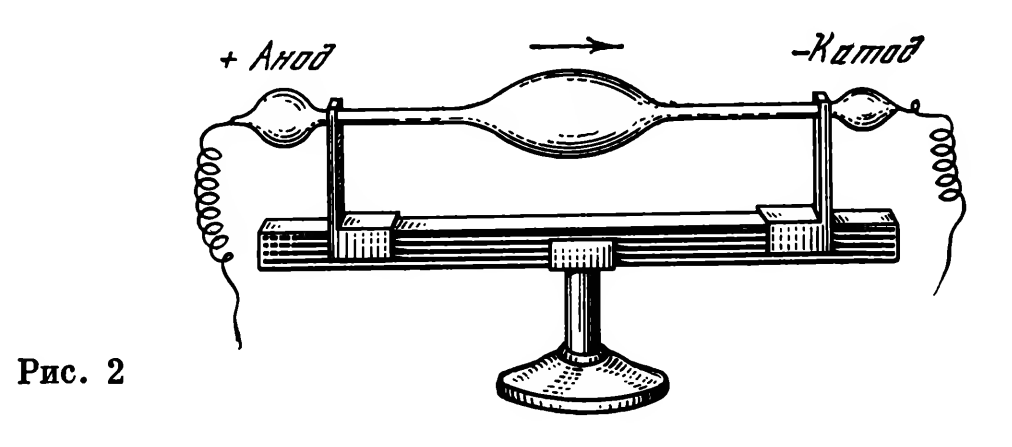


Рис. 2

частицы, имеющие электрический заряд, остаются более длительное время вблизи острия и поэтому располагают большим количеством времени для оказания воздействия своей отталкивающей силой на острие. Благодаря этому оказывается возможным при большом разрежении возникновение значительно более высокого реактивного импульса при одинаковой потере материи вследствие высоких отталкивающих скоростей.

Следовало бы также упомянуть о том, что при более глубоком вакууме тела, долженствующие испускать электричество, не должны более быть заостренными; α- и β-лучи испускаются также и с широких поверхностей и летят в этом случае нормально к поверхности, прямолинейно и параллельно по отношению друг к другу.

При полном вакууме в большинстве случаев α- и β-лучи не возникают. Представляется, что для их формирования непременно необходимо наличие ионизированных молекул. В стеклянной трубке, совершенно лишенной воздуха (откаченного насосом), мы можем продуцировать эти лучи лишь в случае, если ионизируем материал анода или катода (например, путем разогрева: катод накаливанием; изготовление анода из смеси расплавленных солей по методу Герке или Райхенгейма; путем оставления полых электродов и заполнения их какими-либо газами, просачивающимися через переднюю стенку и т. п.).

Если c — скорость отброшенных частичек в см/с, V — разность напряжения обоих электродов в вольтах, e — количество элек-

* На рис. 2 изображена трубка Гайслера (сильно вакуумированная стеклянная трубка), через которую проходит электрический ток высокого напряжения. Свечение происходит в результате совместного удара между молекулами воздуха и частицами, имеющими электрический заряд.

тричества, принесенного массой газа m, то здесь приемлема формула

$$c = \sqrt{2V\frac{e}{m}}. \qquad (238)$$

В случае с электрическим космическим кораблем речь может идти о том, чтобы солнечное излучение (оно весьма сильное в космосе) использовать для привода паровых машин. Эти паровые машины должны будут затем приводить в действие какие-либо электрические машины, а эти, в свою очередь, должны будут давать

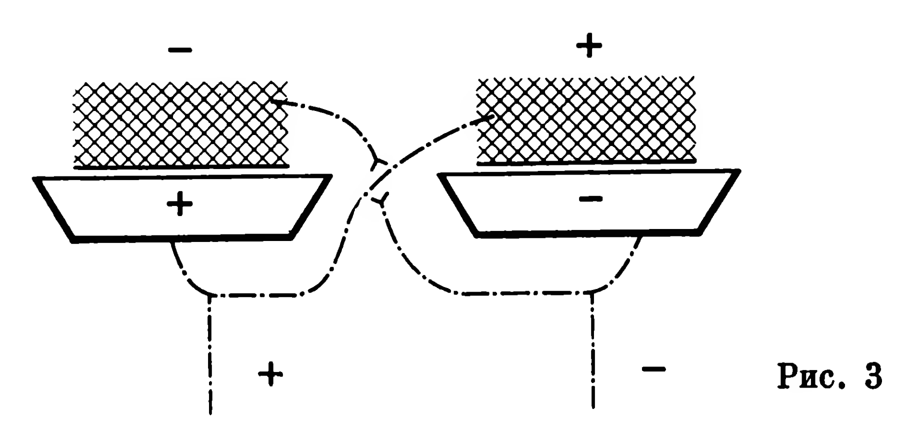


Рис. 3

ток для сильного электрического излучения, которое приведет в движение космический корабль [6].

Поскольку нам, вероятно, придется иметь дело с вакуумом, мы сможем достичь нашей цели лишь с помощью вышеупомянутых полых солевых электродов или электродов накаливания (рис. 3). Тот электрод, от которого исходит электрическое реактивное излучение, должен иметь широкую поверхность (главный электрод). Перед ним следовало бы находиться противоположно заряженному вспомогательному электроду из проволочной решетки. Через катод должно было бы просачиваться такое количество газа (речь при этом, вероятно, шла бы о хлоре, кислороде и т. п. газах), чтобы пространство между главным катодом и вспомогательным анодом было наполнено газом в такой мере, которая обеспечивала бы испускание преимущественно не быстротечных электронов, а сравнительно более медленно летящего электрического ветра, несущего главным образом газовые частички.

Чистый поток электронов вследствие слишком высокой их скорости [7] лишь поглотил бы много работы без развития определенной силы реакции [см. (237)]. Это относится к случаю, когда чистый поток электронов вообще дает силу реакции. Это весьма вероятно, однако экспериментально еще не доказано и поэтому часто ставится под сомнение. Таким образом, нападки, направленные против Улинского [8] по поводу его электронного потока, ко мне отношения не имеют, так как я думаю об относительно медленном электрическом ветре. Впрочем, я должен отклонить «земные» возражения инженеров по поводу незначительного использования энергии, вытекающего из формул (235)—(237). Получение энергии

на Земле в целом обходится нам дороже, нежели массы, однако мы вынуждены в данном случае экономить энергию за счет массы. В случае с электрическим космическим кораблем мы можем, напротив, скорее обратиться к энергии, чем к массе, и поэтому должны экономить массу за счет энергии *.

Положительно заряженный ветер мог бы быть получен либо посредством солевого анода с противолежащей платиновой решеткой накаливания, либо посредством полого электрода, наполненного кислородом или парами натрия. Предпочтение при этом следовало бы отдать хлору, кислороду, натрию и минеральным солям, преимуществом которых является то, что они присутствуют в лунных породах и астероидах, из которых они могут быть извлечены значительно легче, чем из земных пород. С другой стороны, серьезную трудность представляет извлечение из лунных или астероидных пород водорода, поскольку здесь имеются, во всяком случае, лишь следы воды или льда.

Двигатель. В фокусе вогнутого зеркала работает паровой котел. Котел приводит в действие паровую турбину, которая запускает электрофорную машину. Мятый (отработавший) пар проходит через трубы, в тени зеркала; здесь [сконденсированная] вода затем вновь подводится к котлу ** с помощью питательных насосов.

Детали. Котел A (рис. 4) имеет форму цилиндрической трубы. Вода занимает лишь пространство между внешней и внутренней поверхностями цилиндра. В целом это выглядит так, как будто стенку трубы сделали полой и заполнили водой. Обе поверхности цилиндра связаны друг с другом. На рис. 4 я вообще не изображал соединительные элементы, чтобы не осложнять чертеж. По этим соображениям я также упростил изображение подводящей трубки для охлаждающей воды, начертив ее, собственно говоря, асимметрично.

Внутри этого полого цилиндра расположена паровая турбина, смонтированная на одной оси с электрофорной машиной C. Электрофорная машина сконструирована по принципу воммельсдорфской конденсаторной машины, однако мне бы хотелось изготовить ее из жаропрочного материала, так как в противном случае оказалось бы необходимым в целях охлаждения провести воду котла вокруг этой машины вместо того, чтобы подвести ее через K непосредственно в котел, как это изображено на рис. 4. Вал B — C

---

* Это замечание имеет, впрочем, чисто академический характер, так как в *действительности* намеченная мной скорость истечения 10—40 км/с как раз соответствует требованию наилучшего общего использования энергии, поскольку эта скорость отвечает порядку величин скоростей космических кораблей при межпланетных сообщениях, в то время как $c = 4$ км/с здесь была бы значительно неблагоприятнее.

** В данном случае в качестве питательной жидкости мной взята вода, однако я оставляю открытым вопрос о выборе иной, более подходящей жидкости (скажем, ртути).

только посередине должен быть такой толщины, чтобы не допустить его скручивания. В то же время на концах D и E, где вал не испытывает большого усилия, он может быть весьма тонким и гибким. Благодаря этому существенно облегчается балансировка вращающихся элементов машины (как, например, у паровой турбины Лаваля).

Сопловой аппарат турбины и конденсаторные пластины электрофорной машины прочно скреплены с котлом. При запуске турбины сопловой аппарат, вместе с котлом, приобретает вращательный импульс в противоположном направлении. Тем самым: 1) вода в котле прочно прижимается к стенке (другим путем этого нельзя

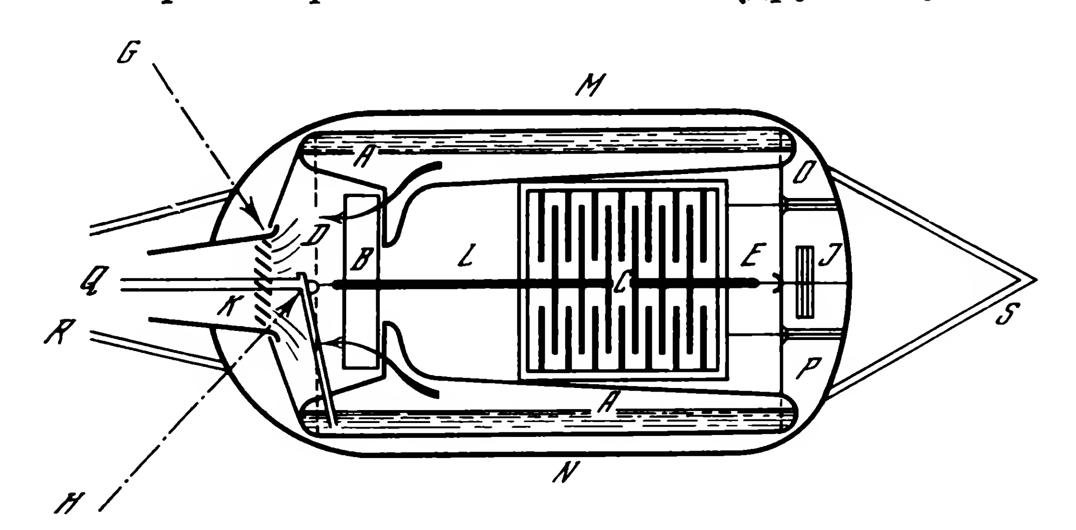


Рис. 4

было бы достичь из-за невесомости); 2) кроме того, это дает то преимущество, что повышается относительная скорость между вращающимися элементами, в то же время центробежная сила, зависящая лишь от абсолютного числа оборотов, пока еще не требует получения чрезмерно высоких величин (я надеюсь, например, по этим соображениям обойтись при паровой турбине одной-двумя ступенями давления); 3) мы экономим питательный насос; центробежная сила достаточна для того, чтобы подавать воду из K в котел A, поскольку скорость в пограничном слое составляет около 80 м/с; 4) вся внешняя сторона котла равномерно облучается Солнцем, причем свет и тень сменяются настолько быстро, что на всей поверхности мы имеем дело практически с равномерной теплопередачей.

Вследствие большой центробежной силы пар весьма легко отрывается от стенки котла и сопутствующие ему частички жидкости вскоре вновь осаждаются, и, таким образом, пар, еще не доходя до B и будучи насыщенным, является, тем не менее, довольно сухим. Мятый пар наполняет пространство между B и D. На [диске] D смонтированы рабочие лопасти, которые получают вращение от пара, прежде чем он поступит в пароотводную трубу Q. Пар, выходящий из турбины, будет влажным, т. е. он несет с собой часть конденсированной воды. Большинство туманных капелек увлекается паром в трубу Q, часть же конденсированной воды осаждается на рабочих лопастях и т. д. Эта вода под воздействием цент-

робежной силы частично попадает на стенку котла, где она испаряется, так как температура котла значительно выше, чем точка кипения воды в D; эту воду можно также большей частью подавать через соответствующие спиралеобразные желоба (на рисунке не обозначены) непосредственно в трубу K или, по крайней мере, в трубу Q. Впрочем, часть стенки котла может быть изолирована от теплоотдачи. Труба Q проходит по нескольким направлениям в тени зеркала, при этом образуется пар. Вследствие невесомости пока еще не сконденсированный пар гонит перед собой воду. По трубе K вода вновь поступает в двигатель.

В связи с тем, что котел вращается, трубы G и H должны сцепляться по голландскому образцу. Эта связь в данном случае не дает значительного трения, поскольку как внутреннее давление, так и нагрузка являются незначительными. Еще менее значительным является трение у оси I, с помощью которой котел закреплен на другой стороне внешней оболочки. Тем не менее трение не может быть устранено полностью и со временем приводит к тому, что котел сообщает свое вращательное движение наружной машине. Мы можем, однако, это явление предупредить, если смонтируем электрофорную машину, функционирующую в качестве мотора, которая воздействует на ось вращающим моментом, равнопротивостоящим трению. Сторона M наружной оболочки находится в противоположном от собирательного зеркала положении и имеет зеркальное покрытие, позволяющее отбрасывать назад на котел излучаемое им тепло. Сторона N повернута к собирательному зеркалу и должна изготовляться из какого-либо прозрачного материала. Необходимость такой охватывающей весь котел оболочки очевидна, так как изготовление совершенно герметичного сцепления G, вероятно, не представляется возможным, а мы не хотели бы в данном случае позволить пару бесполезно теряться в космическом пространстве. Через оболочку M — N нигде не проходят вращающиеся части двигателя, поэтому ее можно значительно лучше защитить от потери газа — необходимо лишь, чтобы насос (не изображен на чертеже) возвращал обратно в трубку K пар, просачивающийся в G. O и P являются скользящими контактами, предназначенными для приема электрического тока. С помощью электрического тока, проходящего по таким контактам, можно также управлять работой двигателя *.

R и S — штанги, скрепляющие двигатель с зеркалом. Работа двигателя может регулироваться путем усиления или ослабления хода электрофорной машины у I. В этом случае возникает легкое

* В данном случае, естественно, предполагается, что электричество не перетекает из O к P. Это можно вероятно достичь, если в пространстве между котлом и оболочкой иметь достаточный вакуум. С другой стороны, изолированности можно было бы достичь также следующим образом: острия контактов наиболее целесообразно было бы поместить в ртутные желоба. Затем следовало бы поверх ртути подлить масла, а все остальное соответствующим образом изолировать.

вращение, которое полностью или частично выводит котел из лучей собирательного зеркала.

Рис. 5 изображает электрический космический корабль с шестью двигателями. Двигатели соединены друг с другом лишь посредством (соответственным образом изолированных) кабелей, так что пилот может их поставить в любую желаемую позицию по отношению друг к другу. Мне это представляется необходимым для того, чтобы ни один из двигателей не попал в тень или в зону электроизлучения другого. R означает собственно космический корабль, вокруг которого вращаются оба гравитационных отсека S.

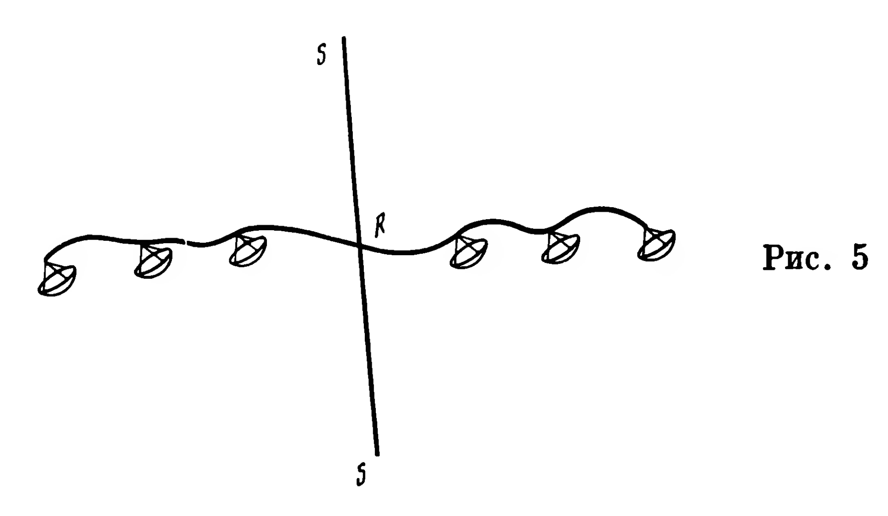


Рис. 5

На космическом корабле и на отдельных двигателях находятся по два электрода.

В качестве источника электроэнергии я бы предложил электрофорную машину, которая по сравнению с динамомашинами имеет преимущество — значительно более высокое напряжение. Для получения примерно аналогичного эффекта потребовалось бы последовательное подключение чрезвычайно большого числа динамомашин постоянного тока. Кроме того, электрофорные машины обладают еще и тем преимуществом, что их напряжение в широком диапазоне независимо от числа оборотов.

Можно было бы также поразмыслить о совместном использовании динамомашин и искровых индукторов. По сравнению с ними электрофорные машины имеют следующие преимущества.

1. Они более легки; конструируемые в настоящее время динамомашины и искровые индукторы легче, чем электрофорные машины, однако, я думаю, это потому, что пока еще не было попыток облегчить электрофорные машины; по моим расчетам, вес электрофорной машины можно было бы снизить до 0,2 кг на 1 кВт.

2. Электрофорные машины дают постоянный ток (в то время, как напряжение искрового индуктора изменяется при каждом ударе молота между 0 и высшей точкой). Благодаря этому скорость отталкивания (реакции) становится равномерной, и мы можем получить при равных материальных затратах одинаковую силу тяги с наименьшими затратами энергии, что, в свою очередь, уменьшит и облегчит двигатели.

Эффект реакции, в частности, пропорционален средней линейной величине скорости. В качестве простого примера приведем следующий.

Если я имею две молекулы газа с массой 1 и одной из них придаю скорость 0, а другой — скорость 2, то общий импульс равен

$$0 + 1 \cdot 2 = 2.$$

Необходимые затраты работы [кинетическая энергия] составят

$$0 + 1/2 \cdot 1 \cdot 2^2 = 2.$$

Если я обеим молекулам придам скорость 1, то здесь импульс также окажется равным

$$1 \cdot 1 + 1 \cdot 1 = 2.$$

Кинетическая энергия при этом будет, однако, равной лишь

$$1/2 \cdot 1 \cdot 1^2 + 1/2 \cdot 1 \cdot 1^2 = 1.$$

Таким образом, кинетическая энергия будет вдвое меньшей, чем в предыдущем случае.

3. Вследствие ее постоянного напряжения электрофорная машина может быть подключена как параллельно, так и последовательно, а преимущество этого состоит в том, что если в первом случае мы получаем лишь более медленные, но большой реактивной силы потоки, то в последнем случае, напротив, получаем быстрые потоки со сравнительно малым расходом вещества.

Улинский, выступивший с подобным проектом, предложил термоэлементы в качестве источника электроэнергии; на одной стороне он хочет поставить их под солнечное облучение, в то время как на другой стороне подвергает их воздействию космической температуры. Эти термоэлементы, безусловно, обладают в качестве источника тока некоторыми преимуществами, однако имеют один недостаток, избавиться от которого я не вижу возможности. Поскольку необходимое высокое напряжение может быть достигнуто лишь при условии последовательного подключения миллионов термоэлементов, мы получаем в этом случае чрезвычайно длинную термоэлектрическую батарею с сильно заряженными концами. (Улинский рассчитывает на напряжение порядка 250 000 В, я же надеюсь обойтись уже напряжениями от 50 000 до 100 000 В.) Поскольку ныне известно, что космическое пространство не является абсолютным вакуумом и поскольку имеющиеся газы к тому же, вероятно, сильно ионизированы, я опасаюсь, что эта термоэлектрическая батарея, занимающая обширную площадь, станет посылать по всем направлениям электрические лучи, и, таким образом, вообще окажется совершенно невозможным передать на электроды необходимое количество электроэнергии. Вероятно, можно было бы подумать о покрытии термоэлементов свето- и теплопроводным, но электроудерживающим материалом. В связи с этим я опасаюсь, что это слишком сильно ослабит ее мощность

и слишком увеличит вес двигателя (подумайте хотя бы о том, сколько будут весить две 2—3-миллиметровые стеклянные плиты, покрывающие 40 га). Конечно, не исключается, что в этом пункте каким-то образом придет на помощь *случай Улинского* — и тогда следовало бы (при достаточной легкости по весу) предпочесть термоэлектрическую батарею подвижным динамомашинам.

Величина привода. Двигатели обладают, естественно, тем большей мощностью, чем сильнее солнечное излучение; на расстоянии Венеры от Солнца двигатели могли бы, например, иметь такую же мощность, как вблизи Земли.

На расстоянии Земли каждый квадратный сантиметр поверхности тела получает от Солнца 2 кал/мин. Таким образом, с помощью теплоэнергии, получаемой 1 м^2 в течение 1 мин, можно нагреть 20 000 г, т. е. 20 л воды на 1°. Если мы имеем хорошую паровую машину (а здесь мы должны предполагать наличие уже хороших паровых машин), то можно рассчитывать на эффективность порядка 17%, т. е. 72,5 кгм на 1 кг/кал. Таким образом, в расчете на 1 м^2 зеркальной поверхности наш двигатель производит $(20 \cdot 72{,}5) : 60 = 24$ кгм/с.

Округленно это равно $^1/_3$ л. с. Пусть dm будет обозначать массу, излучаемую на 1 м^2 зеркальной поверхности [9], c — среднюю скорость истечения и dv — прирост скорости космического корабля. Тогда мы получим

$$dv/dt = (c/m)\,(dm/dt). \qquad (239)$$

Произведенная за 1 с работа (эффект) составит $dA/dt = {}^1/_2\,(dm/dt)\,c^2$.

Если, например, $c = 10\,000$ м/с, то $dA/dt = 5\cdot 10^7 \cdot dm/dt$ кгм/с.

Таким образом, мы нашли долю от величины работы, приходящейся на 1 м^2 зеркальной площади и равной 24 кгм/с. Следовательно, на 1 м^2 зеркальной площади $dm/dt = 24/(5\cdot 10^7)$ (технических единиц массы), т. е. 4,7 мг/с на 1 м^2 зеркальной поверхности.

Как известно, при электрическом ветре частички газа не сразу летят быстро, и поэтому мы вправе при средней скорости 10 км/с использовать в наших расчетах только $^3/_4$ — $^4/_5$ этой величины *. Это означало бы, таким образом, 3—4 мг/с·м^2. Если наш космический корабль весит 1 кг/м^2 (кое-кому эта цифра может показаться слишком малой, однако я в данном случае прошу вспомнить, что уже конструировались паровые машины менее 1 кг/л. с., вес которых составлял бы на 1 м^2 зеркальной поверхности только 300 г; электрофорная машина была бы в конечном счете вдвое легче,

---

* Здесь работа теряется также из-за электрической зарядки. Дело в том, что выброшенные газы могли бы, очевидно, вследствие их заряженности, выполнять еще работу и тогда, когда они механически остановлены, т. е. когда они уже отдали кинетическую энергию, которую мы в данном случае включили в расчеты.

а зеркала могли бы быть также легко сконструированы чрезвычайно легкими благодаря невесомости; таким образом, вес [масса] всей системы питания оставался бы равным 400 г на 1 м^2), то для расчета ускорения действуют следующие формулы:

$$(dm/dt)\,c = mdv/dt$$

или в цифрах

$$4/(10^6 \cdot 10^4) = dv/dt,$$

откуда мы выводим ускорение космического корабля — 4 см/с^2.

Это означает, что в течение одних суток космический корабль достиг бы скорости 3—3$^1/_2$ км. Затраты вещества мы подсчитаем по формуле (5) [2]

$$m_0/m_1 = e^{3{,}5/10} = 1{,}43; \quad m_0 - m_1 = 0{,}43 m_1$$

(e означает в данном случае основание натуральных логарифмов).

Таким образом, для достижения этой скорости космическому кораблю потребовалось бы затратить 43% его конечной массы. Он мог бы взять с собой, естественно, значительно больше топлива, тогда в момент старта он оказался бы тяжелее и не смог бы достичь так быстро этой скорости.

При скорости излучения $n = 10$ км/с мы имели бы

$$dA'/dt = {}^1/_2\ (dm'/dt)\, n^2 10^2.$$

Поскольку теперь при той же самой мощности двигателя

$$dA'/dt = dA/dt,$$

то

$$dm'/dt = (dm/dt)\, 1/n^2.$$

Однако ускорение уменьшилось бы только в $1/n$ раз:

$$dv'/dt = (dm'/dt)c' = [(dm/dt)\, 1/n^2]\, nc = (1/n)\,(dv/dt).$$

За время кратное n космический корабль получил бы, таким образом, ту же скорость, но со значительно меньшими затратами вещества. Для достижения скорости, равной 3$^1/_2$ км/с, например, при скорости излучения [заряженных частиц] в 100 км/с потребовалось бы 10 дней, а затраты вещества составили бы при этом только 4% от m_1. Эти расчеты впрочем могут оказаться довольно пессимистичными. Если мы, к примеру, возьмем условно, что машина [космический аппарат] весит на 1 л. с. лишь $^1/_2$ кг = 0,05 технических единиц массы (эта величина лежит еще на границе достижимого), то мы получим

$$^1/_2\ (dm/dt)\, c^2 = 75 \text{ кгм}, \qquad \text{(b)}$$

откуда следует [из (a)]:

$$(dm/dt)\,c = 0{,}05(dv/dt) \text{ и далее } dv/dt = 3000/c \text{ м/с}^2.$$

При $c = 10$ км/с, например, было бы $dv/dt = 30$ см/с^2 [10], а при $c = 20$ км/с $dv/dt = 15$ см/с^2.

Такая машина [аппарат] дает основание для добрых надежд в одном отношении. Она позволяет весьма существенно сократить время полета к другим небесным телам и, что еще более важно, посещать эти планеты при любых обстоятельствах. В отличие от нее ракетные космические корабли могут посещать другие планеты лишь при особенно благоприятных условиях, а полет

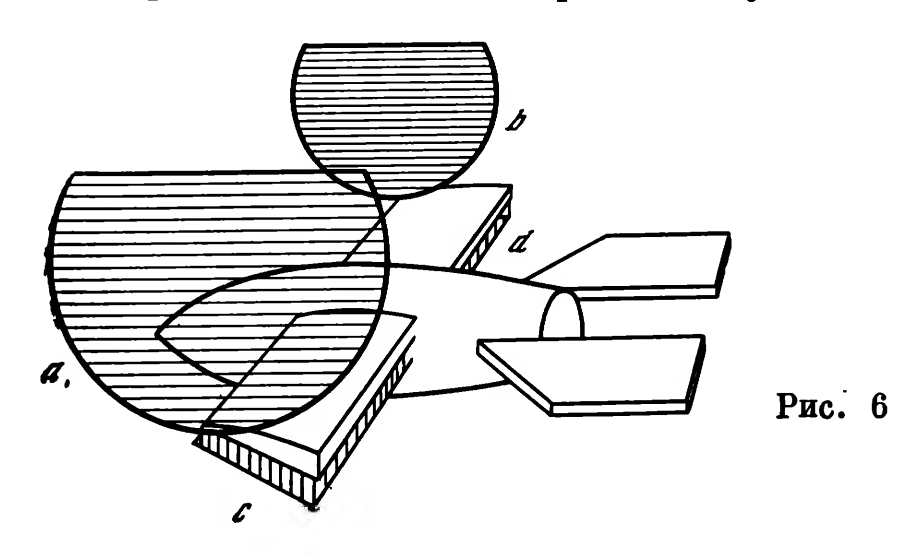


Рис. 6

до другой планеты и обратно продолжится при этом почти всегда годы. С помощью этого аппарата можно легко облететь астероиды, кометы и район Юпитера и, возможно, привезти на Землю наиболее ценные образцы пород.

Сами по себе такие аппараты еще не облегчают облет планет или Луны. Вследствие своей слабой и легкой конструкции, а также вследствие неизбежно большого зеркала и незначительных значений ускорения они вынуждены держаться на расстоянии от крупных космических тел; проблематичным является также процесс опускания на крупные астероиды (как, например, Церера, Паллада или Веста). Во время межпланетных путешествий полет туда и обратно является самой небольшой проблемой. Трудности состоят в приземлении и старте.

Я возлагаю надежды на следующее: полагаю, что при высоком напряжении, достигаемом путем последовательного включения электрофорных машин космического корабля, окажется возможным производить электрические лучи, которые будут идти примерно прямолинейно и параллельно на расстояние нескольких тысяч километров (в отличие от электромагнитных волн, при которых это невозможно). При поступлении этих лучей на сетчатый каркас, обтянутый металлической фольгой, они заряжают его высоким потенциалом. Вследствие своей большой скорости, в соответствии с формулой (237), при высоком содержании энергии они [практически] не имеют импульса. Эти лучи могут служить источником энергии лишь для небольших космических кораблей. Такие космические корабли могли бы быть сконструированы по образцу ракетного самолета. Несущие электроды

c и *d* (рис. 6) следовало бы монтировать преимущественно на нижней стороне несущей поверхности.

Приемные электроды *a* и *b*, которые, естественно, имели бы форму вышеупомянутых каркасов, должны быть как можно дальше удалены друг от друга, т. е. висеть на концах крыльев; приемные и вспомогательные электроды, состоящие из проволочных сеток, должны быть устроены таким образом, чтобы перед входом в атмосферу они могли быть скатаны в рулон и прибраны. Если бы речь зашла об упрощении механизма, то перед входом в атмосферу можно было бы просто-напросто предоставить эти проволочные каркасы самим себе [отбросить].

Я полагаю, что в будущем с помощью жесткого и быстрого излучения, производимого космическим кораблем — поставщиком электроэнергии, окажется возможным получить на пилотируемом космическом корабле сравнительно медленный, но массированный и импульсивный электрический ветер, в частности, благодаря изготовлению малогазопроницаемых электродов космического корабля-энергоносителя и сильно пропускающих газ электродов пилотируемого космического корабля и путем простого соединения приемного электрода пилотируемого космического корабля с его передаточным электродом. Предположим, что космический корабль-энергопоставщик находится на орбите [высотой] в три — пять радиусов Земли, его зеркала должны иметь площадь в 10 км^2 (мы уже видели, что изготовление таких больших зеркал из натриевой жести в космосе не представит трудностей); затем вся энергия, излученная этим космическим кораблем, передается ракетному самолету весом 10 000 кг (если у космического корабля зеркальная поверхность рассчитана на 1 кг/м^2, то это было бы $^1/_{1000}$ веса космического корабля). Этот корабль при скорости излучения 10 км/с мог бы развивать ускорение от 3000 до 4000 см/с^2, т. е. 30—40 м/с^2. Этот космический корабль должен был бы, как ракета, подняться прямо через земную атмосферу, к примеру, на 120 км. В этом случае корабль освободил бы затем свои проволочно-сетчатые электроды и смог бы потом при таком ускорении легко пришвартоваться к энергетической станции. Подобным же путем было бы совершено и возвращение корабля.

Ракетный самолет при посадке падает лишь в период с момента, когда космический корабль уже не может снабжать его электроэнергией, и до момента, когда его поддерживает земная атмосфера. При этом не возникают скорости, превышающие 1 км/с. Таким образом, нет опасности того, что он сгорит; в данном случае не требуется парашютного спуска благодаря наличию несущих плоскостей. Во всяком случае при этом следует примириться с необходимостью реактивного торможения на высоте 50 км и гашения скорости 500—600 м/с. С этим мы, однако, охотно смирились бы, поскольку при этом чрезвычайно повышается безопасность посадки.

Посадка, а затем подъем с Венеры или Марса оказались бы подобными подъему с Земли. А подъем с Марса потребовал бы даже лишь треть горючего. Еще проще оказалась бы посадка на Луну, где воздушный корабль до конца оставался бы в зоне излучения энергетической станции.

Если бы речь зашла о регулярном сообщении между Землей и каким-либо иным космическим телом, то дело выглядело бы еще проще. В этом случае вокруг Земли и вокруг соответствующей планеты длительное время совершали бы полет два таких электрических космических корабля, которые служили бы в качестве энергетических станций, а реактивные космические корабли попадали бы в зону энергетического облучения при старте и прибытии и снабжались бы необходимой энергией. Для полета им потребовалось бы лишь столько горючего, используя которое они могли бы с помощью реактивной тяги корректировать возможные отклонения в пути, которые, однако, были бы крайне незначительными. Учитывая, что энергетическая станция может все еще снабжать космический корабль электроэнергией на дистанции 42 000 км, можно предположить, что космический корабль при ускорении 30 м/с^2 в полете между двумя планетами достигнет скорости, равной $\sqrt{2 \cdot 42\,000\,000 \cdot 30} = 51\,000$ м/с, и пройдет, например, расстояние между Венерой и Землей за 10 дней.

В интервалах энергетическая станция могла бы найти себе иное применение: либо путем отражения солнечного света на Землю, либо путем снабжения небольших близких к Земле энергетических станций электрическим излучением *.

Еще проще было бы следующее решение. Сообщение с поверхностью планет поручается осуществлять лишь одному ракетному самолету. Этот самолет должен быть настолько мощным, чтобы мог подняться над атмосферой. Здесь он будет встречен электрическим космическим кораблем и препровожден дальше или разгружен и отправлен обратно. (Этот принцип мог бы найти применение также при дальних сообщениях земных ракетных самолетов.)

Я не знаю, удастся ли все это. Однако в мире нет ничего невозможного, нужно лишь обнаружить средства, которые позволят это осуществить.

---

* Если принцип электрического космического корабля оказался бы осуществимым, то в этом случае, наряду с ракетой и соленоидной защитой, появилась бы еще одна, третья теоретическая возможность достижения межпланетных пространств. На Земле энергетическая станция должна была бы приводить в действие определенное количество электрофорных машин...



Вальтер
ГОМАН

ВОЗМОЖНОСТЬ ДОСТИЖЕНИЯ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ[1]

Исследование проблемы космического полета

ПРЕДИСЛОВИЕ

Данная работа, в которой проводится трезвый количественный анализ всех стоящих на пути трудностей, обусловленных законами природы или необычностью представлений, призвана убедить читателя в том, что проблему космических полетов нужно воспринимать вполне серьезно и что при целеустремленном совершенствовании имеющихся в настоящее время технических возможностей уже можно не сомневаться в ее успешном окончательном решении.

При первых разработках, начавшихся приблизительно 10 лет назад, автор полагал, что скорость истечения 2000 м/с следует считать пределом того, что вообще может быть достигнуто с помощью наших технических вспомогательных средств в ближайшее время. Поэтому сначала вычисления были проведены только для этой, как считалось, максимальной достижимой величины. Однако за это время были опубликованы три работы, посвященные ракетной проблеме, из которых следует, что при соответствующей конструкции могут быть достигнуты значительно более высокие скорости истечения:

это работа *Годдарда* «Метод достижения предельных высот» (написанная главным образом на основе проведенных экспериментов);

работа *Оберта* «Ракета в космическое пространство» (особая ценность которой состоит в хорошо аргументированных предложениях, базирующихся на теоретических исследованиях);

работа *Валье* «Полет в космическое пространство» (которая представляет собой популярное изложение проблемы).

В результате ознакомления с этими работами и особенно вследствие стремления провести непосредственное сравнение с результатами исследования Оберта позднее были проведены расчеты также и для более высоких скоростей истечения (2500, 3000, 4000 и 5000 м/с), так что, в конце концов, величина 2000 м/с, которая первоначально считалась максимальной, оказалась нижним пределом. Разумеется, в результате этого получились значительно более благоприятные соотношения. При этом, конечно, необходимо учитывать следующее.

При использовании относительно небольших скоростей истечения необходимо избегать мертвого веса (балласта). Это требование приводит к мысли придать отбрасываемой движущей массе форму башни из твердого взрывчатого вещества, при постепенном сгорании которого образующиеся газы вытекают сами собой с заданной скоростью. Эта схема в известной степени является идеальным решением, поскольку здесь нет мертвого балласта; однако она возможна лишь при относительно небольших скоростях истечения. Как показал Оберт, более высокие скорости могут быть достигнуты только при истечении газообразных продуктов сгорания через сужающееся сопло [2]. Сопла, а также баки, необходимые для размещения более эффективного в настоящее время жидкого топлива, в большей или меньшей степени представляют собой мертвый балласт, который, разумеется, опять-таки будет тем легче переносить, чем выше достижимая скорость истечения.

При расчете начальных весов, проведенном в двух последних главах, эти, по-видимому, неустранимые мертвые массы еще не были учтены, так как их оценка вряд ли возможна без практических экспериментов по отысканию наилучшей формы и наиболее подходящих материалов для сопел и баков. Следовательно, приведенные там значения начального веса G_0 являются нижним пределом, соответствующим использованию идеальной движущей массы.

Предложение учесть более высокие скорости истечения, а также некоторые дополнительные обстоятельства — здесь прежде всего имеются в виду исследования возможности посадки без эллипсов торможения (в конце главы II) и пересекающих эллипсов (в конце главы V), а также учет нагрева при посадке — исходит от Валье и Оберта.

Если в отдельных случаях при вычислениях вместо строгих математических формул были использованы приближенные методы, применение которых кажется несколько затруднительным, то это объясняется тем, что автор — не математик, а инженер. На конечные результаты это не оказывает большого влияния.

Эссен, октябрь 1925 г. В. Гоман

I. ПРЕОДОЛЕНИЕ СИЛЫ ЗЕМНОГО ПРИТЯЖЕНИЯ

Если бы мы находились в неподвижном летательном аппарате, то за пределами области действия каких-либо сил тяжести могли бы в любом направлении сообщить нашему летательному аппарату скорость Δv, отбрасывая в противоположном направлении со скоростью c относительно летательного аппарата некоторую часть Δm его массы m. Так как при этом центр тяжести всей массы m (центр массы) не должен изменять своего положения, то, согласно рис. 1, через произвольный интервал времени t выполняется

соотношение

$$\Delta m\,(ct - \Delta vt) = (m - \Delta m)\Delta vt,$$

или

$$(m - \Delta m)/\Delta m = (c - \Delta v)/\Delta v,$$

откуда

$$m/\Delta m = c/\Delta v; \qquad (1)$$

следовательно,

$$\Delta v = c\Delta m/m;$$

таким образом, после однократного отбрасывания части массы Δm со скоростью c остающаяся масса $(m - \Delta m)$ движется от исходной точки со скоростью $\Delta v = c\Delta m/m$ в направлении, противоположном направлению движения Δm до тех пор, пока движение не изменится в результате отбрасывания новой массы.

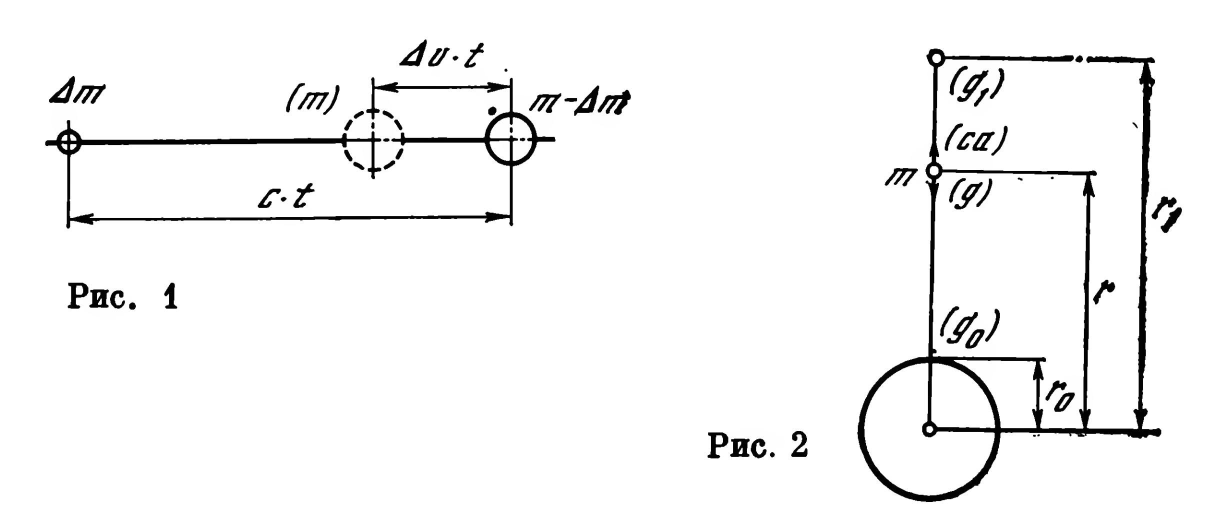


Рис. 1

Рис. 2

Если каждую секунду отбрасывается или «излучается» [3] масса dm/dt с постоянной скоростью c, то остающаяся масса получает ускорение

$$dv/dt = (c/m)\,(dm/dt) \qquad (1a)$$

при непрерывном уменьшении массы m.

Если же процесс протекает таким образом, что отбрасываемая или излучаемая в течение секунды масса dm/dt в каждый момент времени пропорциональна остающейся еще массе m, т. е.

$$(dm/dt): m = a = \text{konstant},$$

то ускорение будет постоянной величиной, не зависящей от массы до тех пор, пока остается также неизменной скорость c отбрасывания или излучения:

$$dv/dt = ca. \qquad (1b)$$

При этом уменьшение массы происходит по закону

$$dm/dt = -\,am \qquad (1c)$$

(знак минус стоит потому, что с возрастанием времени m уменьшается), т. е.

$$\int \frac{dm}{m} = -a \int dt,$$

и после интегрирования

$$\ln m = -at + C.$$

Если через m_0 обозначить первоначальную массу в начале ускорения, т. е. в момент $t = 0$, то

$$\ln m_0 = O + C, \qquad C = \ln m_0;$$

следовательно,

$$\ln m = -at + \ln m_0,$$

или

$$\ln (m/m_0) = -at,$$

и

$$m/m_0 = e^{-at}; \qquad m_0/m = e^{at}; \tag{2}$$

таким образом, остающаяся по истечении времени t масса

$$m = m_0/e^{at}.$$

Если на космический летательный аппарат описанного выше типа в направлении, противоположном его собственному ускорению ca, действует сила тяжести с ускорением g, то суммарное ускорение

$$dv/dt = ca - g.$$

Если, например, летательный аппарат, находящийся на расстоянии r от центра Земли, удаляется от Земли в радиальном направлении (рис. 2), то, согласно закону всемирного тяготения *, ускорение силы тяжести, противоположное по направлению собственному ускорению, вычисляется по формуле

$$g = g_0 r_0^2/r^2, \tag{3}$$

где через g_0 обозначено ускорение силы тяжести на поверхности Земли в радиусе r_0. Следовательно, суммарное ускорение летательного аппарата

$$dv/dt = ca - g_0 r_0^2/r^2,$$

так как

$$dr/dt = v,$$

---

* Вывод закона всемирного тяготения приведен в конце главы III.

то

$$\frac{dv}{dr} = \frac{ca - \frac{g_0 r_0^2}{r^2}}{v}; \qquad \int v\,dv = \int \left(ca - g_0 \frac{r_0^2}{r^2}\right) dr;$$

$$\frac{v^2}{2} = car + g_0 \frac{r_0^2}{r} + C.$$

Если движение летательного аппарата должно начинаться на поверхности Земли ($r = r_0$) из состояния покоя ($v = c$), то тогда

$$O = car_0 + g_0 r_0^2 / r_0 + C,$$

откуда

$$C = -car_0 - g_0 r_0 = -r_0 (ca + g_0);$$

следовательно,

$$v^2/2 = car + g_0 r_0^2/r - r_0 (ca + g_0) = (r - r_0)(ca - g_0 r_0/r). \quad (4)$$

Если после достижения максимальной скорости v_1 на расстоянии r_1 прекращает действовать собственное ускорение ca, то в дальнейшем летательный аппарат будет вести себя, как тело, брошенное вертикально вверх с начальной скоростью v_1, т. е. на любом расстоянии $r' > r_1$ его мгновенная скорость

$$v' = dr'/dt$$

будет уменьшаться. Отрицательное ускорение вычисляется по формуле

$$dv'/dt = -g_0 r_0^2 / r'^2;$$

из этих двух уравнений следует

$$v' dv' = -g_0 r_0^2 dr' / r'^2,$$

откуда

$$v'^2/2 = g_0 r_0^2 / r' + C;$$

поскольку

$$C = (v_1^2/2) - (g_0 r_0^2 / r_1),$$

то

$$v'^2/2 = (g_0 r_0^2 / r') + (v_1^2/2) - (g_0 r_0^2 / r_1). \quad (5)$$

Если на расстоянии r_1 от притягивающего центра летательный аппарат должен достичь такой максимальной скорости, при которой он не вернется назад под влиянием силы тяжести даже после прекращения действия собственного ускорения, то конечная скорость $v' = 0$ может быть достигнута только на расстоянии

$r' = \infty$, так что, согласно уравнению (5),

$$v_1^2/2 = g_0 r_0^2/r_1; \quad (6)$$

с другой стороны, согласно уравнению (4),

$$v_1^2/2 = car_1 + g_0 r_0^2/r_1 - r_0 (ca + g_0);$$

следовательно,

$$car_1 = r_0 (ca + g_0),$$

или

$$r_1 = r_0 (ca + g_0)/ca = r_0 (1 + g_0/ca); \quad (7)$$

и

$$v_1 = \sqrt{\frac{2g_0 r_0^2}{r_1}} = \sqrt{\frac{2g_0 r_0}{1 + \frac{g_0}{ca}}}. \quad (8)$$

Момент t_1, в который достигаются это расстояние и эта максимальная скорость v_1, вычисляется из соотношения

$$dr/dt = v,$$

в общем виде

$$t_1 = \int_{r_0}^{r_1} \frac{dr}{v} = \int_{r_0}^{r_1} \frac{dr}{\sqrt{2car + 2g_0 \frac{r_0^2}{r} - 2r_0(ca + g_0)}}.$$

Так как вычисление этого интеграла связано с трудностями, при определении момента t_1 следует пренебречь изменением ускорения силы тяжести g в зависимости от расстояния и в расчет ввести среднее между g_0 и g_1 значение g_m. Чтобы учесть неблагоприятные случаи, в качестве среднего значения g_m следует принять не $(g_0 + g_1)/2$, а

$$g_m = (2g_0 + g_1)/3,$$

откуда, подставив уравнение (3), имеем

$$g_m = (2g_0 + g_0 r_0^2/r_1^2)/3 = g_0/3 \, [2 + (r_0^2/r_1^2)] \, *.$$

Следовательно, момент t_1 определяется так, как будто в течение всего времени до этого момента суммарное ускорение было равно не $c - g_0 (r_0^2/r_2)$, а величине

$$\beta = ca - (g_0/3) \, [2 + (r_0^2/r_1^2)]; \quad (9)$$

* Правильнее была бы более общая форма $g_m = (\xi g_0 + \quad ,/ (\xi + 1)$, где можно было бы, например, положить $\xi = r_0 / (2r_0 - r_1)$ тобы при $ac = g_0$ величина $\beta = 0$.

тогда с учетом уравнений (7) и (8) приближенно получаем

$$t_1 = \frac{v_1}{\beta} = \frac{v_1}{ca - \frac{g_0}{3}\left(2 + \frac{r_0^2}{r_1^2}\right)} = \frac{\sqrt{\frac{2g_0 r_0}{1 + \frac{g_0}{ca}}}}{ca - \frac{g_0}{3}\left(2 + \frac{1}{\left(1 + \frac{g_0}{ca}\right)^2}\right)}. \qquad (10)$$

Если определенное таким образом значение t_1 подставить в уравнение (2), то получится отношение массы m_0, которую имел летательный аппарат в начале участка разгона, к массе m_1 аппарата, оставшейся к моменту t_1 окончания участка разгона

$$\frac{m_1}{m_0} = e^{-at_1} \quad \text{или} \quad \frac{m_0}{m_1} = e^{at}. \qquad (11)$$

Масса величиной $m_0 - m_1$ должна быть взята на борт в качестве балласта и излучена с постоянной скоростью c за время разгона t_1, для того чтобы остаточной массе m_1 сообщить потребную на расстоянии r_1 максимальную скорость v_1.

Таким образом, m_1 представляет собой собственно полезную массу летательного аппарата, освобожденную от воздействия силы земного притяжения. Если эта масса, а также скорость c и собственное ускорение ca (значит, и величина a) выбраны из практических соображений, то из уравнений (7), (8), (10) и (11) получаются r_1, v_1, t_1 и m_0.

Приведенная ниже табл. 1 позволяет оценить влияние различных значений c и ca на отношение m_0/m_1. При этом было принято, что $r_0 = 6380$ км и $g_0 = 9{,}8$ м/с^2 $= 0{,}0098$ км/с^2 (результаты являются приближенными и получены путем округления).

Сопоставление величин показывает, что влияние ca сравнительно меньше, чем влияние c. Следовательно, в первую очередь, следует стремиться к достижению как можно большей скорости c и лишь затем приступать к выбору допустимого собственного ускорения ca. Дело в том, что собственное ускорение создает у находящихся в летательном аппарате людей ощущение повышенной тяжести и поэтому оно ограничено безопасными для здоровья пределами. Чтобы установить максимально допустимую величину, воспользуемся следующим рассуждением. Человек, прыгающий с высоты $h = 2$ м, при соприкосновении с землей достигает скорости $v = \sqrt{2g_0h}$; начиная с момента соприкосновения, он уменьшает эту скорость до нуля, сгибая колени и уменьшая высоту приблизительно на $h' = 0{,}5$ м, так что $v = \sqrt{2\beta h'}$, причем отрицательное ускорение β он должен ощущать, как повышенную тяжесть. Из обоих уравнений для v следует:

$$\beta = g_0 \frac{h}{h'} = g_0 \frac{2{,}0}{0{,}5} = 4g_0 \approx 40 \text{ м/с}^2.$$

Таблица 1

ca, м/с^2		15	20	25	30	40	50	100	200
$r_1 = r_0\left(1 + \frac{g_0}{ca}\right)$, км		10 600	9510	8860	8490	7950	7640	700	6680
$v_1 = \sqrt{\frac{2g_0 r_0}{1+\frac{g_0}{ca}}}$, м/с		8660	9150	9470	9680	10 000	10 200	10 650	10 890
$\beta = ca - \frac{g_0}{3}\left(2 + \frac{r_0^2}{r_1^2}\right)$, м/с^2		7,27	12,00	16,76	21,61	32,35	41,18	90,76	190,46
$t_1 = \frac{v_1}{\beta}$, с		1192	762	565	448	319	248	117	57
Величина $\frac{m_0}{m_1} = e^{\alpha t_1}$ для скорости истечения c, м/с	1000	58 700 000	4 160 000	1 545 000	675 000	346 000	240 000	120 300	89 130
	1500	149 000	25 000	12 000	7750	4950	3840	2400	2000
	2000	7570	2010	1160	825	587	495	347	299
	2500	1270	438	282	216	164	143	108	95,5
	3000	388	159	110	88	70	62	49	44,7
	4000	87,3	44,8	34,1	28,7	24,2	22,2	18,7	17,2
	5000	35,7	20,9	16,7	14,6	12,8	11,9	10,4	9,8
	10 000	6,0	4,6	4,1	3,8	3,6	3,5	3,2	3,1

Если учесть, что в этом примере отрицательное ускорение должно ощущаться лишь в течение доли секунды, а при нашем космическом полете собственное ускорение ca будет действовать в течение нескольких минут, то мы придем к выводу, что еще допустимым является собственное ускорение от 20 до 30 м/с^2 *.

Сложнее выполнить требование относительно максимально возможной скорости излучения c. Максимальной скоростью, достигаемой в настоящее время с помощью созданных человеком вспомогательных средств, является скорость артиллерийского снаряда, составляющая приблизительно от 1000 до 1500 м/с. Однако эта скорость, как видно из табл. 1, совершенно недостаточна из-за слишком больших значений m_0/m_1; скорость c должна быть равна, по меньшей мере, 2000 м/с.

Таким образом, согласно этим рассуждениям, отношение $m_0/m_1 = 825$ при $c = 2000$ м/с и $ca = 30$ м/с^2 представляет собой минимум того, что требуется.

В дальнейшем расчеты будут проводиться для этого нижнего предельного случая ($ca = 30$, $c = 2000$). Однако в отдельных случаях благоприятное влияние более высоких значений c видно из сравнения цифр.

Тогда, согласно уравнению (1с), секундное истечение массы, необходимое в момент начала движения, вычисляется по формуле

$$dm_0/dt = am_0,$$

где

$$a = ca/c = 30:2000 = 0{,}015 \ 1/\text{с}$$

и

$$m_0 = 825\, m_1;$$

следовательно,

$$dm_0/dt = 0{,}015 \cdot 825\ m_1 = 12{,}4\ m_1.$$

Таким образом, в начале движения в течение 1 с должна расходоваться масса, во много раз превосходящая по величине полезную массу летательного аппарата m_1. Если бы истечение реализовалось в форме стрельбы снарядами, то на борту необходимо было бы иметь также и орудие соответствующего веса, мертвый вес которого снова вызвал бы бесполезное увеличение остаточной массы m_1, а значит, и еще большее увеличение требуемой полной массы m_0. Чтобы этого избежать, находящуюся на борту движущую массу $m_0 - m_1$ следует разместить таким образом, чтобы она выгорала постепенно, по определенному закону (как в ракете), причем продукты сгорания должны истекать с требуемой

* Более подробные исследования физиологического воздействия собственного ускорения, или перегрузки, проведены в работе Оберта [см. с. 487—489 наст. сб.].

скоростью c в пространство, которое предполагается безвоздушным. Так как при этом истекающая в течение 1 с масса продуктов сгорания должна быть пропорциональна как изменяющейся площади поперечного сечения ракеты, так и, согласно уравнению (1а), оставшейся массе, то площадь каждого поперечного сечения должна быть пропорциональна размещенной над ним массе; следовательно, взятому на борт топливу должна быть придана внешняя форма башни, имеющей постоянную нагрузку от собственного веса (рис. 3).

Согласно уравнению (1с) и рис. 3, секундное истечение массы с самого нижнего для данного момента времени поперечного сечения башни площадью F равно

$$\frac{dm}{dt} = am = F\frac{dh}{dt}\frac{\gamma'}{g_0},$$

где g_0 обозначает ускорение силы тяжести, γ' — удельный вес материала башни на поверхности Земли. Следовательно,

$$dh/dt = (am/F)(g_0/\gamma'),$$

а так как

$$m/F = m_1/F_1 = m_0/F_0 = \ldots,$$

то

$$dh = \frac{am_1}{F_1}\frac{g_0}{\gamma'}dt, \qquad (12)$$

$$h = \frac{am_1}{F_1}\frac{g_0}{\gamma'}\int_0^{t_1} dt = \frac{am_1}{F_1}\frac{g_0}{\gamma'}t_1.$$

Если через $G_1 = m_1 g_0$ обозначить вес остаточной массы летательного аппарата m_1 на поверхности Земли, то

$$h \doteq \frac{at_1}{\gamma'}\frac{G}{F_1}. \qquad (12a)$$

Кроме того, согласно уравнению (12),

$$F_0 = \frac{m_0}{m_1}F_1.$$

Если, например, принять, что поднимаемый на высоту вес $G_1 = 2$ т и его удельный вес $\gamma' = 1{,}5$ т/м^3, то в рассматриваемом случае ($ca = 30$ м/с^2, $c = 2000$ м/с, $a = 0{,}015$ 1/с, $t_1 = 448$ с, $m_0/m_1 = 825$) получаются соотношения

$$h = [(0{,}015\cdot 448) : 1{,}5]\cdot 2{,}0/F_1 = 8{,}96/F_1;$$

$$F_0 = 825F_1.$$

Если площадь верхнего поперечного сечения башни $F_1 = 0{,}33$ м^2, что соответствует кругу диаметром 0,65 м, то $F_0 = 825\cdot 332 =$

$= 273$ м², что соответствует диаметру 18,7 м и (рис. 4) $h = 8{,}96 : 0{,}332 = 27$ м.

При этом напряжение в материале, возникающее под действием собственного ускорения $ca = 30$ м/с², вместо обычного ускорения силы тяжести $g_0 = 9{,}8$ м/с², вычисляется по формуле

$$\sigma = \frac{ca}{g_0}\frac{G_1}{F_1} = \frac{30}{9{,}8}\frac{2}{0{,}332} = 18{,}5\ \frac{m}{м^2} = 1{,}85\ кг/см^2$$

Удастся ли создать такой материал, который наряду с необходимой прочностью обладал бы также и требуемой энергией сгорания, для получения скорости истечения c, это будут решать пиротехники.

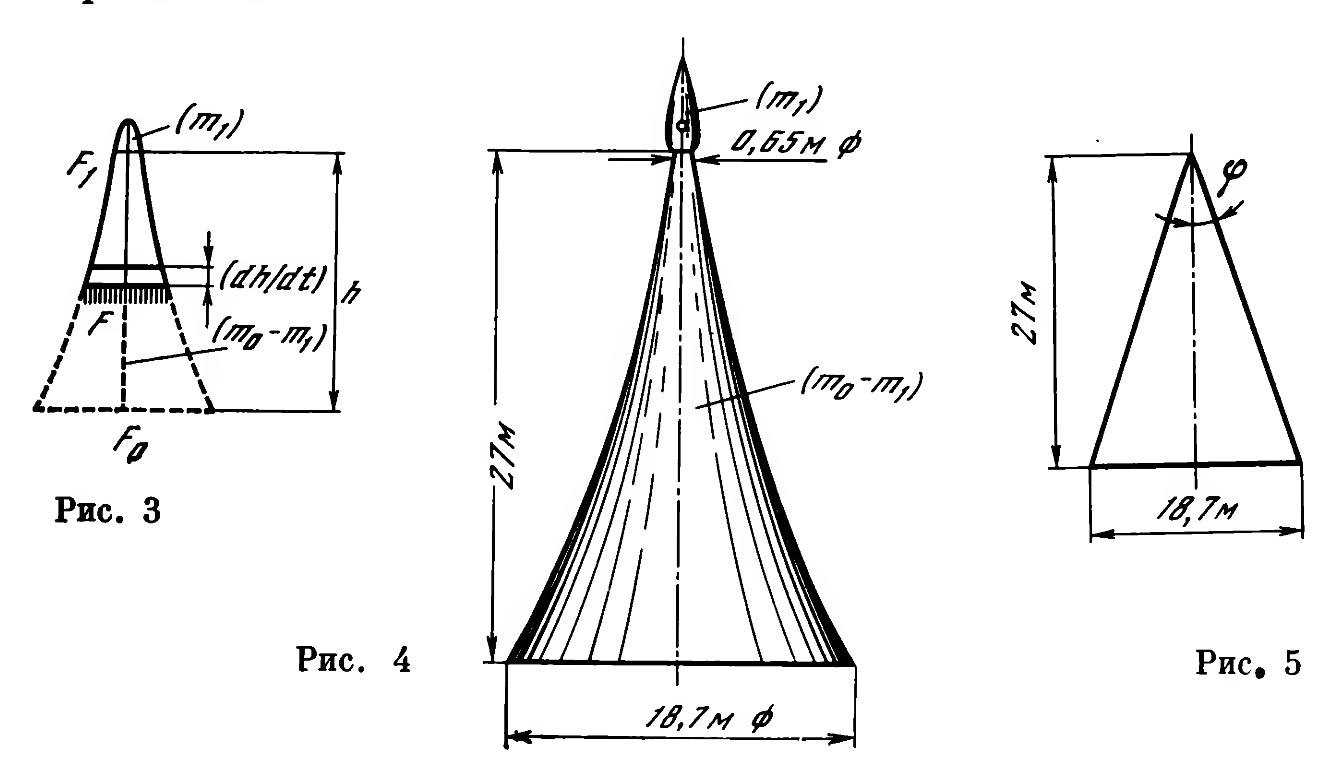


Рис. 3

Рис. 4

Рис. 5

До сих пор при исследованиях ничего не говорилось о сопротивлении воздуха. Даже если принятая форма летательного аппарата (рис. 4) является благоприятной для преодоления сопротивления воздуха и значительные скорости достигаются только на высотах, где атмосфера совершенно отсутствует или очень сильно разрежена, то необходимо все же учитывать, по крайней мере приближенно, влияние нижних, более плотных слоев воздуха.

Согласно Лёслу, сопротивление W, которое воздушная масса с удельным весом γ оказывает телу, движущемуся со скоростью v в направлении, перпендикулярном своему поперечному сечению площадью F, определяется следующим образом (см. уравнение (14) в главе II):

$$W = (\gamma v^3/g)\, F\psi,$$

где g — ускорение силы тяжести и ψ — коэффициент, зависящий от формы тела (для обдуваемой по нормали плоскости $\Psi = 1$). Следовательно, возникшее в результате этого отрицательное

ускорение составляет величину

$$\Delta\beta = \frac{W}{m} = \frac{\gamma v^2}{g} \frac{F}{m} \psi.$$

В данном случае, согласно уравнению (12),

$$F/m = F_1/m_1 = 0{,}332/(2000 : 10) = 1/600 \text{ м}^3/\text{кг/с}^2;$$

далее, заменяя башню изображенным на рис. 5 конусом, можно приближенно принять

$$\Psi = \sin^2 \varphi = \sim (18{,}7/2 \cdot 27)^2 = 0{,}12,$$

так что

$$\Delta\beta = \frac{\gamma v^2}{g} \frac{0{,}12}{600} = \frac{1}{5000} \frac{\gamma v^2}{g}. \qquad (13)$$

В пределах рассматриваемой области в этом случае с достаточной точностью получаем

$$g = \sim 10 \text{ м/с}^2$$

и, согласно уравнению (4),

$$v^2 = 2(r - r_0)(ca - g_0 r_0/r).$$

Значения γ можно взять из табл. 3, приведенной в главе II. По этим данным вычислены указанные в табл. 2 величины $\gamma v^2/g$ в килограммах на 1 м^2 для различных расстояний r.

Таблица 2

r, км	$r - r_0$, км	$ca - g_0 \frac{r_0}{r}$, км/с^2	v^2, км^2/с^2	γ, (по табл. 3) кг/м^3	$\frac{\gamma v^2}{g}$, кг/м^2
6380	0	0,02020	0,00	1,30	0
6381	1	0,02020	0,04	1,15	4 600
6382	2	0,02020	0,08	1,00	8 000
6383	3	0,02020	0,122	0,90	11 000
6384	4	0,02020	0,162	0,80	13 000
6385	5	0,02020	0,202	0,70	14 200
6386	6	0,02020	0,243	0,62	15 100
6388	8	0,02021	0,323	0,48	15 500
6390	10	0,02022	0,404	0,375	15 200
6395	15	0,02022	0,606	0,215	13 000
6400	20	0,02023	0,810	0,105	8 500
6410	30	0,02024	1,214	0,0283	3 440
6420	40	0,02026	1,620	0,0074	1 200
6430	50	0,02027	2,028	0,00187	370
6440	60	0,02028	2,434	0,00045	110
6460	80	0,02032	3,250	0,000023	7,5
6480	100	0,02035	4,070	0,000001	0,4

Из табл. 2 видно, что на высотах более 50 км над поверхностью Земли при достигнутых там значениях скорости сопротивление воздуха, определяемое по формуле (13), очень мало. Чтобы гарантировать себя от получения слишком завышенного результата, в качестве среднего значения для высот от 0 до 50 км следует принять величину

$$\gamma v^2/g = 12\,000 \text{ кг/м}^2,$$

так что, согласно уравнению (13), среднее отрицательное ускорение

$$\Delta\beta = 12\,000 : 5000 = 2{,}4 \text{ м/с}^2$$

и в диапазоне высот ниже 50 км вместо $ca = 30$ м/с^2 собственное ускорение оказывается равным лишь

$$ca - \Delta\beta = 30 - 2{,}4 = 27{,}6 \text{ м/с}^2.$$

Таким образом, при $r = 6430$ км или высоте $r - r_0 = 50$ км из уравнения (4) получаем

$$v^2/2 = 50(0{,}0276 - 0{,}0098 \cdot 6380/6430) = 0{,}895 \text{ км}^2/\text{с}^2$$

вместо

$$50(0{,}03 - 0{,}0098 \cdot 6380/6430) = 1{,}014 \text{ км}^2/\text{с}^2,$$

или

$$v = \sqrt{2 \cdot 0{,}895} = 1{,}340 \text{ км/с}$$

вместо

$$\sqrt{2 \cdot 1{,}014} = 1{,}425 \text{ км/с}$$

и время движения до момента достижения этой скорости

$$t_1 = \frac{1340}{27{,}6 - \frac{9{,}8}{3}\left(2 + \frac{6380^2}{6430^2}\right)} = 75 \text{ с},$$

вместо

$$\frac{1425}{30 - \frac{9{,}8}{3}\left(2 + \frac{6380^2}{6430^2}\right)} = 70{,}3 \text{ с},$$

следовательно, разность времени $\Delta t = 4{,}7$ с.

Так как к тому же конечная скорость оказывается меньше на

$$\Delta v' = 1{,}425 - 1{,}340 = 0{,}085 \text{ км/с},$$

то собственное ускорение должно действовать приблизительно на

$$\Delta t' = \frac{\Delta v'}{\beta'} = \frac{85}{30 - 9{,}8\,\frac{6380^2}{6490^2}} = 3{,}5 \text{ с}$$

дольше. В итоге полное время работы двигателя составляет не $t_1 = 448$ с, как это указано в табл. 2а, а

$$t_1' = 448 + 4,7 + 3,5 = 456 \text{ с};$$

поэтому

$$at_1' = 0,015 \cdot 456 = 6,84$$

и отношение

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{at_1'} = 933 \text{ с вместо } 825.$$

Результат становится еще более благоприятным, если, по крайней мере до высоты 50 км, собственное ускорение просто увеличить на $\Delta\beta = 2,4$ м/с^2. Тогда полное время работы двигателя остается таким же, как и при отсутствии сопротивления воздуха, т. е. оно равно 448 с, из которых первые 70,3 с приходятся на долю собственного ускорения $ac = 32,4$ м/с^2 при $a = (32 \cdot 4) : 2000 = 0,0162$; а остальные 377,7 с на долю собственного ускорения $ac = 30$ м/с^2 при $a = 0,015$, так что

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{\Sigma at} = e^{0,0162 \cdot 70,3 + 0,015 \cdot 377,7} = 898.$$

Приведенная ниже табл. 2а показывает влияние сопротивления воздуха при некоторых других значениях ac и c, определенное аналогичным образом.

Таблица 2а

c, м/с	$ac = 30$ м/с^2 ($t_1' = 456$ вместо 448 с)	$ac = 100$ м/с^2 ($t_1' = 123$ вместо 117 с)	$ac = 200$ м/с^2 ($t_1' = 64$ вместо 57 с)
2000	933 вместо 825	468 вместо 342	602 вместо 299
2500	235 » 216	138 » 108	166 » 95,5
3000	95 » 88	60 » 49	71 » 44,7
4000	30 » 28,7	22 » 18,7	25 » 17,2
5000	15 » 14,6	12 » 10,4	13 » 9,8

Как видно из табл. 2а, влияние сопротивления воздуха сильно возрастает при увеличении собственного ускорения ac, так что в конце концов слишком высокие значения ac могут стать менее благоприятными по сравнению с более низкими значениями вследствие преждевременного достижения очень больших скоростей.

Использованная выше идея сообщать телу собственное ускорение, противодействующее силе тяжести, путем непрерывного отбрасывания частей его массы сама по себе не является новой. Она встречается еще у Жюля Верна в книге «Вокруг Луны», где мимоходом упоминается о ракетах, взятых на борт для уменьшения скорости. Курт Лассвитц вполне сознательно использует

ее в своей книге «На двух планетах» [4], однако при очень выгодном предположении, что излучение происходит со скоростью света, так что оно не сопровождается заметным уменьшением массы летательного аппарата.

Более поздние работы Годдарда, Оберта и Валье уже упоминались в предисловии. Известный энтузиаст воздухоплавания Герман Гансвиндт еще в 1890 г. в публичных лекциях также говорил об идее ракетного летательного аппарата; в России в это же время над аналогичными вопросами работал Циолковский. Наконец, даже Ньютон в лекции, посвященной принципу реактивного движения, указывал на возможность использования этого принципа для полетов в безвоздушном пространстве.

II. ВОЗВРАЩЕНИЕ НА ЗЕМЛЮ

Чтобы летательный аппарат описанного в предыдущей главе типа (см. рис. 4), падающий к притягивающему центру с очень большого расстояния, в диапазоне расстояний от r_1 до r_0 (см. рис. 2) уменьшил свою скорость от величины v_1 до конечного значения, равного нулю, необходимо такое же время работы двигателя t_1, как в уравнении (10), в течение которого масса dm/dt должна была бы излучаться уже в направлении движения.

Таким образом, при полете от Земли и последующем возвращении на Землю суммарная продолжительность работы двигателя, складывающаяся из времени разгона и времени торможения, увеличилась бы в 2 раза, а отношение начальной массы к конечной m_0'/m_1 было бы теперь равно e^{2at_1}, т. е. оно не удвоилось бы, а оказалось равным квадрату приведенных в табл. 1 значений m_0/m_1. Например, при $ca = 30$ м/с² и $c = 2000$ м/с

$$m_0/m_1 = 825^2 = 680\ 625.$$

Следовательно, при таком способе торможения условия оказались бы чрезвычайно неблагоприятными (по крайней мере, при тех значениях скорости излучения c, о которых пока вообще может идти речь). Поэтому должен быть найден другой способ приземления — с помощью тормозящего действия воздушной оболочки Земли.

Согласно Лёслу, сопротивление воздуха, которое испытывает входящее в атмосферу тело, вычисляется по формуле

$$W = \omega F \Psi = \gamma\,(v^2/g)\,F\Psi, \qquad (14)$$

где v — мгновенная скорость тела, g — ускорение силы тяжести, γ — удельный вес воздуха, ω — давление на единицу поверхности, расположенной перпендикулярно направлению движения, F — площадь поперечного сечения тела, перпендикулярного направлению движения, Ψ — коэффициент, зависящий от внешней формы тела (например, для плоской поверхности $\Psi = 1$, для выпуклой полусферы $\Psi = 0{,}5$).

Если принять, что атмосферное давление на поверхности Земли имеет величину p_0, а на высоте h — равную нулю и что между этими значениями оно подчиняется изображенному на рис. 6 закону

$$p = p_0 \, (y/h)^n, \tag{15}$$

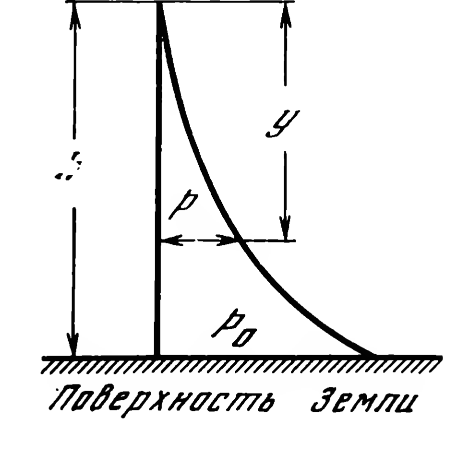


Рис. 6

то приращение давления при увеличении высоты на dy

$$\frac{dp}{dy} = \frac{np_0}{h^n} y^{n-1};$$

однако, с другой стороны, должно также выполняться условие

$$dp = \gamma \, dy \quad \text{или} \quad dp/dy' = \gamma,$$

так что



$$\gamma \, (np_0/h^n) y^{n-1}. \tag{16}$$

Так как на поверхности Земли $y = h$ и $p = p_0$, то получается

$$\gamma_0 \, (hp_0/h),$$

откуда

$$n = (\gamma_0/p_0) \, h \tag{17}$$

и уравнение (16) примет вид

$$\gamma = \frac{\gamma_0}{p_0} h \frac{p_0}{h^n} y^{n-1} = \gamma_0 \left(\frac{y}{h}\right)^{n-1}. \tag{17a}$$

Согласно опытным данным,

$\gamma_0 = 1{,}293$ кг/м³;

$p_0 = 0{,}76 \cdot 13\,600 = 10\,330$ кг/м³ (вес ртутного столба);]

$\gamma_0/p_0 = 1{,}293/10\,330 = 1/8000$ 1/м $= 1/8$ 1/км.

Кроме того, как показывают результаты наблюдений с помощью шаров-зондов, атмосферное давление на высоте $h - y = 10$ км равно приблизительно 210 мм рт. ст., т. е.

$$p/p_0 = 210 : 760 = \sim 1/3{,}6,$$

что получается также и из уравнения (15), причем эта величина практически не зависит от полной высоты атмосферы h в диапазоне значений от 100 до 1000 км. Из наблюдений за падающими метеоритами, а также на основании теоретических исследований можно сделать вывод, что высота атмосферы составляет по меньшей мере 400 км (см. *Траберт*, Lehrbuch der kosmischen Physik, с. 304). Это значение будет принято для дальнейших расчетов. Тогда, согласно уравнениям (17) и (17а),

$$n = 400/8 = 50; \qquad n - 1 = 49,$$

$h-y$, км	y, км	$\gamma = 1{,}293\left(\frac{y}{h}\right)^{40}$, кг/м³	$h-y$, км	y, км	$\gamma = 1{,}293\left(\frac{y}{h}\right)^{40}$, кг/м³
0	400	1,3	55	345	0,000915
1	399	1,15	60	340	0,000449
2	398	1,00	65	335	0,000217
3	397	0,90	70	330	0,0001025
4	396	0,80	75	325	0,0000497
5	395	0,70	80	320	0,0000230
10	390	0,375	85	315	0,0000106
15	385	0,215	90	310	0,0000049
20	380	0,105	95	305	0,0000022
25	375	0,055	100	300	0,00000098
30	370	0,0283	105	295	0,000000423
35	365	0,01464	110	290	0,000000185
40	360	0,0074	150	250	0,00000000013
45	355	0,00376	200	200	0,0000000000000023
50	350	0,00187	400	0	0,000000000000000000

а значения γ на соответствующей высоте $h - y$ определяются из табл. 3.

На расстоянии 400 км от земной поверхности, или на расстоянии $r = 6780$ км от центра Земли, прибывающее из космического пространства тело, на которое действует только сила земного притяжения, имеет скорость, вычисляемую по формуле (6)

$$v = \sqrt{2g_0 \frac{r_0^2}{r}} = \sqrt{2 \cdot 0{,}0098 \cdot \frac{6380^2}{6780}} = 10{,}9 \text{ км/с}.$$

Ясно, что при радиальном движении эта скорость не может быть уменьшена до нуля на коротком атмосферном участке протяженностью 400 км без ущерба для летательного аппарата и находящихся в нем людей. При тангенциальном же входе в атмосферу длина участка торможения может быть сделана сколь угодно большой.

Если тело, находившееся первоначально на очень большом удалении, приближается к Земле под воздействием одной лишь силы земного притяжения не в радиальном направлении, то его движение происходит по приблизительно параболической орбите с центром Земли в качестве фокуса. Следовательно, его орбитальная скорость на расстоянии r:

$$v = \sqrt{2g_0 \frac{r_0^2}{r}}$$

(обозначения соответствуют рис. 2), и тангенциальная скорость при прохождении в непосредственной близости от земной поверхности:

$$v_{max} = \sqrt{2g_0r_0} = \sqrt{2 \cdot 0{,}0098 \cdot 6380} = 11{,}2 \text{ км/с}.$$

Тангенциальная скорость на границе атмосферы:

$$v = \sqrt{2 \cdot 0{,}0098 \frac{6380^2}{6780}} = 10{,}9 \text{ км/с},$$

следовательно, приближенное значение средней скорости движения в пределах атмосферы

$$v' = 11{,}1 \text{ км/с}.$$

Чтобы установить, в каких слоях воздуха вообще возможно эффективное торможение, в табл. 4 приведены величины сопротивления воздуха $w = \gamma v^2/g$ в килограммах на 1 м², возникающего на различных высотах при скорости входа 11,1 км/с на единицу площади, ориентированной перпендикулярно своему вектору скорости.

Из табл. 4 видно, что воздушные слои на высотах более 100 км вообще не обладают заметным тормозящим действием при рассматриваемой орбитальной скорости. С другой стороны, летательный аппарат, который теперь, в отличие от исследованного в заключение предыдущей главы прохождения воздушной оболочки при полете от Земли, имеет лишь небольшую конечную массу и форму, благоприятную не с точки зрения уменьшения,

Таблица 4

$h - y$, км	y, км	r, км	$g = g_0 \frac{r_0^2}{r^2}$, м/с²	$\gamma = \gamma_0 \left(\frac{y}{h}\right)^{49}$, кг/м³	$w = \gamma \cdot \frac{v'^2}{g}$, кг/м²
400	0	6780	8,69	0,0000000000000000000	0,000000000
200	200	6580	9,21	0,0000000000000023	0,00000003
150	250	6530	9,36	0,00000000013	0,0017
110	290	6490	9,48	0,000000185	2,4
105	295	6485	9,50	0,000000423	5,5
100	300	6480	9,51	0,00000098	12,7
95	305	6475	9,53	0,0000022	28,5
90	310	6470	9,54	0,0000049	63,4
85	315	6465	9,56	0,0000106	137
80	320	6460	9,57	0,0000230	297
75	325	6455	9,59	0,0000497	640
70	330	6450	9,60	0,0001025	1320
65	335	6445	9,62	0,000217	2780
60	340	6440	9,63	0,000448	5720
55	345	6435	9,65	0,000915	11 800
50	350	6430	9,66	0,001870	23 900

а, наоборот, с точки зрения использования сопротивления воздуха, не испытывает очень большого сопротивления $w = \gamma v^2/g$. Это объясняется тем, что если учесть требование известной маневренности, то отношения должны выбираться приблизительно такими же, как у самолета, который летает в самых нижних слоях атмосферы при $g = 9{,}8$ м/с² и $\gamma = 1{,}3$ кг/м³ со скоростью примерно 50 *м/с*, так что

$$w = \gamma v^2/g = (1{,}3 \cdot 50^2) : 9{,}8 = 330 \text{ кг/м}^2.$$

Этому среднему значению в табл. 4 соответствует высота между 75 и 100 км над поверхностью Земли.

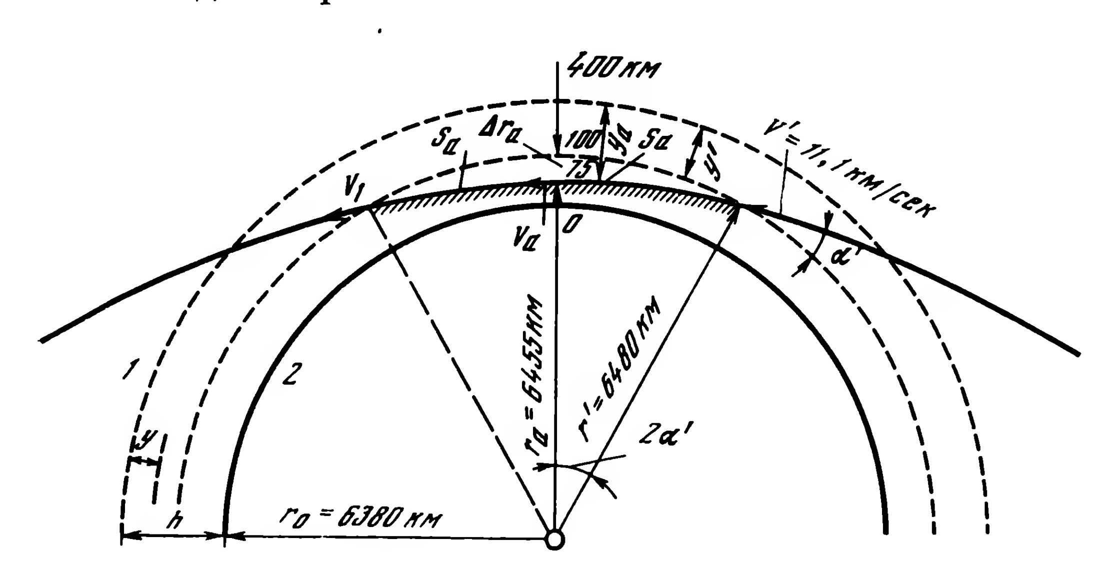


Рис. 7

1 — граница воздушного покрова; *2* — поверхность Земли

Следовательно, в атмосферу Земли нужно входить в таком направлении, чтобы вершина параболической орбиты находилась на высоте 75 км над земной поверхностью или на расстоянии

$$r_a = 6380 + 75 = 6455 \text{ км}$$

от центра Земли, являющегося фокусом параболы.

Тогда длина участка торможения, происходящего в диапазоне высот от 75 до 100 км, определяется из рис. 7.

Согласно уравнению параболы, в общем случае имеем

$$r_0/r' = \cos^2 \alpha',$$

так что

$$\cos\alpha' = \sqrt{\frac{r_a}{r'}} = \sqrt{\frac{6455}{6480}} = 0{,}998075;$$

$$\alpha' = 3°34'; \qquad 2\alpha' = 7°8'.$$

Далее с достаточной точностью получаем $s_a = r' \sin 2\alpha' = 6480 \cdot 0{,}12428 = 805$ км, т. е. заключенный в диапазоне высот от 75 до 100 км участок торможения имеет длину $2s_a = 1610$ км, если в первом приближении можно пренебречь изменением орби-

ты вследствие торможения (влияние торможения еще будет специально исследовано в конце этой главы).

На участке s_a отрицательное ускорение β массы летательного аппарата m_1 благодаря сопротивлению воздуха W имеет непостоянное значение

$$\beta = W/m_1$$

или, согласно уравнениям (14) и (16а), при $g = \sim g_0$

$$\frac{dv}{dt} = -\frac{\gamma_0 F \psi}{g_0 m_1} v^2 \left(\frac{y}{h}\right)^{49}.$$

Далее,

$$ds/dt = v,$$

и приближенно получаем

$$ds/dy = s_a/\Delta r_a = s_a/(r' - r_a),$$

откуда

$$\frac{dv}{dy} = \frac{dv}{dt}\frac{dt}{ds}\frac{ds}{dy} = -\frac{\gamma_0 F \psi}{50 g_0 m_1}\frac{s_a}{\Delta r_a} v \left(\frac{y}{h}\right)^{49}$$

или

$$\frac{dv}{v} = -\frac{\gamma_0 F \psi}{g_0 m_1}\frac{s_a}{\Delta r_a}\left(\frac{y}{h}\right)^{49} dy;$$

$$\ln v = -\frac{\gamma_0 F \psi}{g_0 m_1}\frac{s_a}{\Delta r_a}\frac{y^{50}}{h^{49}} + C;$$

при входе на участок торможения, т. е. при $y = y'$,

$$\ln v' = -\frac{\gamma_0 F \psi}{50 g_0 m_1'}\frac{s_a}{\Delta r_a}\frac{y'^{50}}{h^{49}} + C;$$

в середине участка торможения, т. е. при $y = y_0$,

$$\ln v_a = -\frac{\gamma_0 F \psi}{50 g_0 m_1}\frac{s_a}{\Delta r_a}\frac{y_0^{50}}{h^{49}} + C;$$

следовательно, после прохождения первой половины s_a участка торможения

$$\ln v' - \ln v_a = \ln\frac{v'}{v_a} = \frac{\gamma_0 F \psi}{50 g_0 m_1}\frac{s_a}{\Delta r_a} h\left[\left(\frac{y_a}{h}\right)^{50} - \left(\frac{y'}{h}\right)^{50}\right]. \qquad (18)$$

Если подставить значения:

$\gamma_0 = 1{,}3$ *кг/м*^{3}; $\Delta r_a = r' - r_a = 100 - 75 = 25$ км;

$s_a = 805$ км; $s_a/\Delta r_a = 805/25 = 32{,}2$;

$h = 400$ км; $y_a = 325$ км; $y' = 300$ км

и, кроме того, вес летательного аппарата $G_1 = g_0 m_1$, отнесенный к поверхности Земли, принять, как и раньше, 2000 кг и принять $F\Psi = 6{,}1$ $м^2$ (это приблизительно соответствует парашюту диаметром 2,8 м при перпендикулярном положении купола относительно направления движения), так что максимальная величина торможения на высоте 75 км

$$\beta_{max} = (w/m_1)\, F\Psi = (640 : 200)\; 6{,}1 = 19{,}5 \text{ м/с}^2\text{[5]},$$

то скорость v_a в вершине параболы получается из соотношения

$$\ln (v'/v_a) = [(1{,}3 \cdot 6{,}1) : (50 \cdot 2000)] \cdot 32{,}2 \cdot 400\,000\, [(325/400)^{50} - (300/400)^{50}] = 0{,}031,$$

или

$$v'/v_a = e^{0{,}031} = 1{,}032;$$

следовательно,

$$v_a = v'/1{,}032.$$

Аналогично определяется скорость выхода после прохождения второй половины s_a участка торможения:

$$v_1 = v_a/1{,}032 = v'/1{,}032^2 = 11{,}1/1{,}032^2 = 10{,}4 \text{ км/с}.$$

Следствием уменьшения скорости является изменение орбиты: вместо существовавшей до сих пор параболы появляется эллипс, после полного оборота по которому летательный аппарат опять возвращается на расположенный там же участок торможения, на этот раз с входной скоростью $v_1 = 10{,}4$ км/с. Так как в пределах небольшого участка торможения дуга эллипса мало отличается от дуги параболы, в качестве эффективной длины торможения можно принять участок $2s_a = 2 \cdot 805 = 1610$ км. После повторного прохождения этого участка получается новая скорость выхода, равная

$$v_2 = v_1 : 1{,}032^2 = v' : 1{,}032^4 = 11{,}1 : 1{,}032^4 = 9{,}8 \text{ км/с}.$$

В результате этого дальнейшего уменьшения скорости вместо пройденной ранее эллиптической орбиты получается меньший эллипс, после прохождения которого наблюдается дальнейшее уменьшение новой входной скорости $v_2 = 9{,}8$ км/сек. Если снова принять, что длина торможения $2s_a = 1610$ км остается неизменной (в действительности она каждый раз становится несколько больше, т. е. тормозящее действие усиливается), то

$$v_3 = 11{,}1/1{,}032^6 = 9{,}2 \text{ км/с}$$

и далее:

$$v_4 = 11{,}1/1{,}032^8 = 8{,}6 \text{ км/с};$$

$$v_5 = 11{,}1/1{,}032^{10} = 8{,}1 \text{ км/с};$$

так продолжается до тех пор, пока, в конце концов, после оче-

редного прохождения половины участка торможения в вершине не будет достигнута скорость

$$v_a = v_5/1{,}032 = 11{,}1/1{,}032^{11} = 7{,}85 \text{ км/с}.$$

Однако эта величина совпадает с тем значением скорости

$$\sqrt{g_a r_a} = \sqrt{g_0 \frac{r_0^2}{r_a^2} r_a} = \sqrt{g_0 \frac{r_0^2}{r_a}} = \sqrt{0{,}0098 \cdot \frac{6380^2}{6455}} = 7{,}85 \text{ км/с},$$

при котором тело, находящееся на расстоянии $r_a = 6455$ км от центра Земли, или на высоте 75 км над земной поверхностью, при

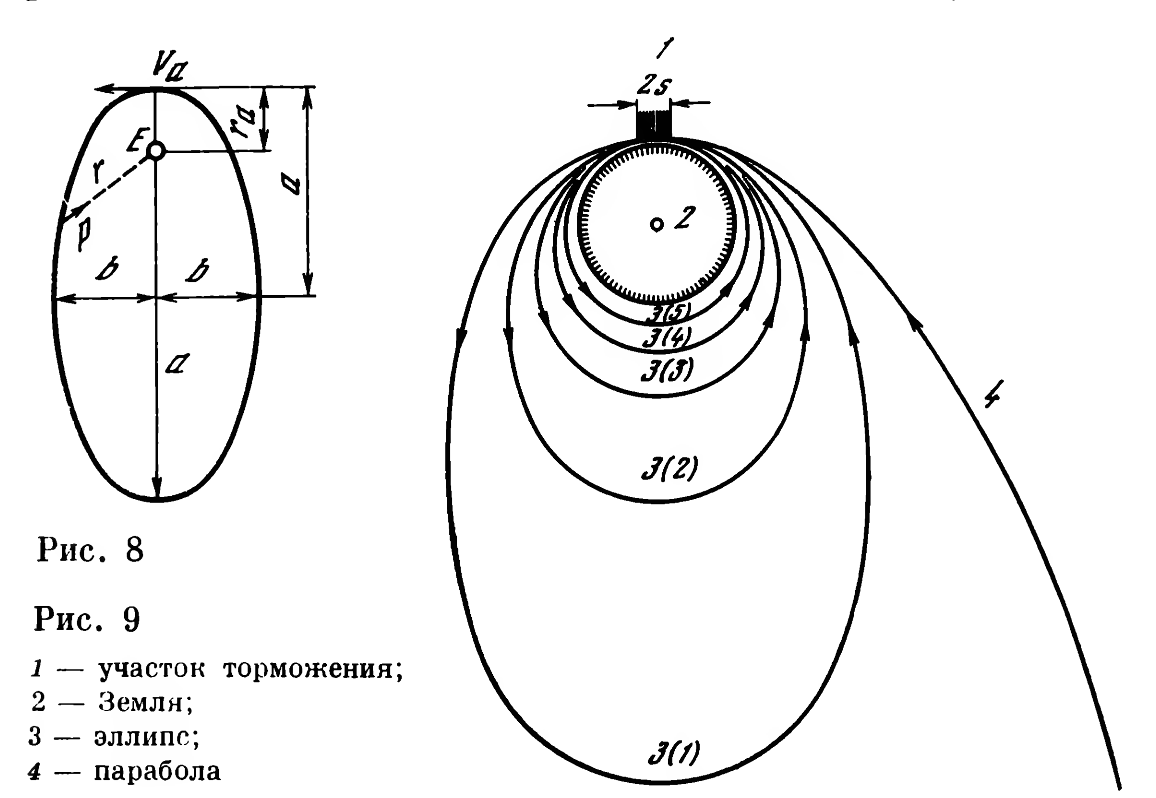


Рис. 8

Рис. 9

1 — участок торможения;
2 — Земля;
3 — эллипс;
4 — парабола

отсутствии сопротивления воздуха могло бы двигаться по круговой орбите вокруг Земли. Следовательно, при этой скорости летательный аппарат может длительное время оставаться в пределах земной атмосферы, так что дальнейшее движение может протекать в форме планирующего полета.

Чтобы вычислить время, требуемое для прохождения различных эллипсов торможения, прежде всего необходимо определить размеры отдельных эллипсов (рис. 9).

На тело массы m, находящееся на расстоянии r от центра Земли E, действует сила притяжения

$$P = -\mu m/r^2.$$

На поверхности Земли при $r = r_0$ сила притяжения равна весу тела mg_0, т. е.

$$mg_0 = \mu m/r_0^2.$$

отсюда: $\mu = g_0/r_0^2 = 0{,}0098 \cdot 6380^2 = 4 \cdot 10^5$ км^3/с^2.

Если тело в точке своего наименьшего (или наибольшего) удаления r_a от центра Земли обладает, как это показано на рис. 8, орбитальной скоростью v_a, перпендикулярной r_a, то оно описывает эллипс с полуосями

$$a = \frac{\mu}{\frac{2\mu}{r_a} - v_a^2} \quad \text{и} \quad b = \frac{v_a r_a}{\sqrt{\frac{2\mu}{r_a} - v_a^2}}.$$

(вывод см. в конце III главы).

Если вычисленные значения скорости выхода из участка торможения v_1, v_2 и т. д. перенести в вершину $r_a = 6455$ км, что дает незначительную погрешность, то при $2\mu/r_a = 800\,000 : 6455 = 124$, округляя, получаем:

для $v_1 = 10{,}4$ км/с

$$a_1 = \frac{400\,000}{124 - 10{,}4^2} = 25\,000 \text{ км}; \qquad b_1 = \frac{10{,}4 \cdot 6455}{\sqrt{124 - 10{,}4^2}} = 16\,800 \text{ км};$$

для $v_2 = 9{,}8$ км/с

$$a_2 = \frac{400\,000}{124 - 9{,}8^2} = 14\,300 \text{ км}; \qquad b_2 = \frac{400\,000}{\sqrt{124 - 9{,}8^2}} = 11\,950 \text{ км};$$

для $v_3 = 9{,}2$ км/с

$$a_3 = \frac{400\,000}{124 - 9{,}2^2} = 10\,250 \text{ км}; \qquad b_3 = \frac{400\,000}{\sqrt{124 - 9{,}2^2}} = 9\,500 \text{ км};$$

для $v_4 = 8{,}6$ км/с

$$a_4 = \frac{400\,000}{124 - 8{,}6^2} = 8\,000 \text{ км}; \qquad b_4 = \frac{400\,000}{\sqrt{124 - 8{,}6^2}} = 7\,850 \text{ км};$$

для $v_5 = 8{,}1$ км/с

$$a_5 = \frac{400\,000}{124 - 8{,}1^2} = 6\,900 \text{ км}; \qquad b_5 = \frac{400\,000}{\sqrt{124 - 8{,}1^2}} = 6\,860 \text{ км}.$$

Время, требующееся для прохождения каждого эллипса, получается из закона площадей (см. уравнение (39) в конце главы III)

$$dF/dt = \text{const} = v_a r_a/2; \; dF = (v_a r_a/2) : dt;$$

$$F = (v_a r_a/2)\, t = ab\pi,$$

откуда

$$t = 2ab\pi / v_a r_a. \tag{18a}$$

Таким образом, время, требующееся для прохождения пяти эллипсов торможения, складывается из следующих составляющих;

$t_1 = (2 \cdot 25\,000 \cdot 16\,800\,\pi) : (10{,}4 \cdot 6455) = 39\,300$ с $= \sim 10{,}9$ ч;
$t_2 = (2 \cdot 14\,300 \cdot 11\,950\,\pi) : (9{,}8 \cdot 6455) = 16\,900$ с $= \sim 4{,}7$ ч;
$t_3 = (2 \cdot 10250 \cdot 9500\,\pi) : (9{,}2 \cdot 6455) = 10\,300$ с $= \sim 2{,}9$ ч;
$t_4 = (2 \cdot 8000 \cdot 7850\,\pi) : (8{,}6 \cdot 6455) = 7100$ с $= \sim 2{,}0$ ч;
$t_5 = (2 \cdot 6900 \cdot 6860\,\pi) : (8{,}1 \cdot 6455) = 5700$ с $= \sim 1{,}6$ ч;

всего $t_a = 79\,300$ с $= \sim 22{,}1$ ч.

Начинающийся теперь *планирующий* полет можно себе представить приблизительно следующим образом. Он начинается на высоте $h - y_a = 75$ км с тангенциальной скоростью $v_a = 7{,}85$ км/с, при которой центробежное ускорение $z_a = v_a{}^2/r_a$ точно равно ускорению силы тяжести g_a, так как согласно изложенному выше $v_a^2 = g_a r_a$. Вследствие непрерывного торможения β, обусловленного сопротивлением воздуха, скорость v и, вместе с ней, центробежное ускорение $z = v^2/r$ уменьшается, в то время как ускорение силы тяжести g остается примерно постоянным. Поэтому на траектории на летательный аппарат наряду с тангенциальным торможением β должно действовать еще и постоянно возрастающее радиальное торможение ρ, устраняющее превышение ускорения силы тяжести g над центробежным ускорением z, так что

$$\rho = g - z = g\,(1 - z/g),$$

или

$$\rho = g\,(1 - v^2/v_a^2), \tag{19}$$

так как $z = v^2/r$ и в рассматриваемом диапазоне высот (от 0 до 75 км) можно с достаточной точностью также принять $g = v_a^2/r$.

Радиальное торможение ρ может создаваться воздействием сопротивления воздуха на несущую поверхность F_0, которая постепенно все больше отклоняется от начального горизонтального положения с помощью средств управления по высоте, так что, согласно рис. 10,

$$\rho = (W/m)F_0 \sin^2 \alpha \cos \alpha. \tag{20}$$

Появляющейся одновременно тангенциальной составляющей $\tau = \rho \operatorname{tg} \alpha$ можно пренебречь в отличие от орбитального отрицательного ускорения β, которое с самого начала предполагается значительным.

Чтобы при управлении по высоте всегда обеспечивалась одинаковая маневренность, сопротивление w не должно становиться больше, чем в начале планирующего полета, т. е. согласно уравнениям (14) и (16а)

$$w = \frac{\gamma_0}{g_0} v^2 \left(\frac{y}{h}\right)^{49} = \frac{\gamma_0}{g_0} v_a^2 \left(\frac{y_a}{h}\right)^{49};$$

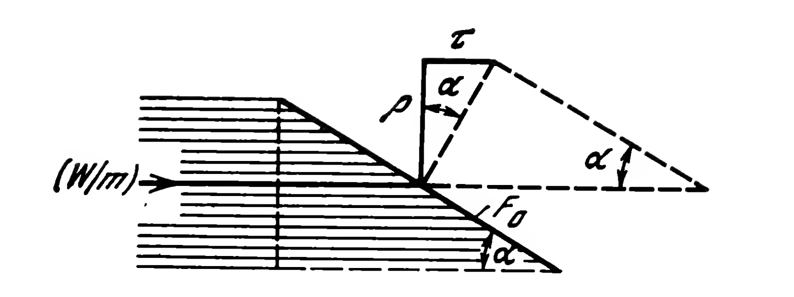
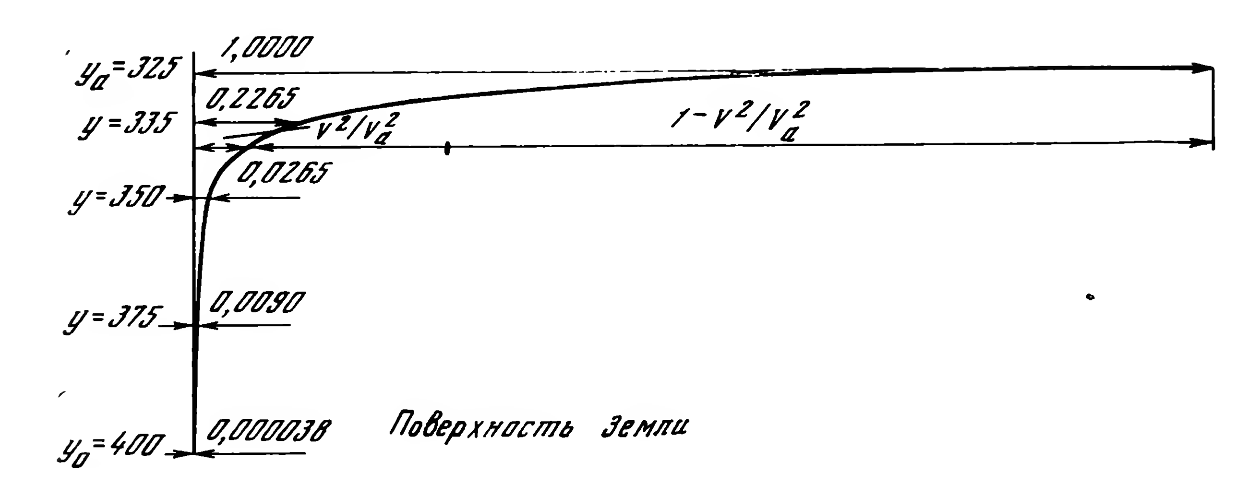



Рис. 10

Рис. 11



следовательно, полет должен проходить так, чтобы все время выполнялось условие

$$\frac{v^2}{v_a^2} = \frac{\left(\frac{y_a}{h}\right)^{49}}{\left(\frac{y}{h}\right)^{49}} = \left(\frac{y_a}{y}\right)^{49}; \tag{21}$$

поэтому определенная высота y может быть достигнута только тогда, когда соответственно уменьшилась скорость v.

На рис. 11 нанесены значения v^2/v_a^2, соответствующие различной высоте y. Очевидно, из этого же (рис. 11) можно определить и величины $1 - v^2/v_a^2$, которые, как показывает уравнение (19), изображают требуемое приращение радиального ускорения ρ в масштабе $1 : g$.

Путь s, пройденный после достижения скорости v при постоянном торможении $\beta = \beta_a$, вычисляется по формуле

$$s = \frac{v_a^2 - v^2}{2\beta_a} = \frac{v_a^2}{2\beta_a}\left(1 - \frac{v^2}{v_a^2}\right) = \frac{v_a^2}{2\beta_a}\left[1 - \left(\frac{y_a}{y}\right)^{49}\right], \tag{22}$$

так что путь s на рис. 11 также изображается отрезком $1 - v^2/v_a^2$ в масштабе $1 : v_a^2/2\beta_a$. Отсюда можно видеть, что при постоянном отрицательном ускорении β полет, сначала протекавший нормально, в конце концов, завершился бы падением. Следовательно, величина β может оставаться постоянной только до тех пор, пока касательная к траектории не начнет отклоняться от горизонтали.

Согласно уравнению (22), наклон траектории задается выражением

$$\frac{ds}{dy} = \frac{v_a^2}{2\beta_a} 49 \frac{y_a^{49}}{y^{50}} = \frac{v_a^2}{2\beta_a} \frac{49}{y_a} \left(\frac{y_a}{y}\right)^{50},$$

откуда

$$\left(\frac{y}{y_a}\right)^{50} = \frac{49}{y_a} \frac{v_a^2}{2\beta_a} \frac{dy}{ds}. \qquad (23)$$

Если сохраняется величина торможения, полученная на высоте $h - y_a = 75$ км ($y_a = 325$ км) при скорости $v_a = 7{,}85$ км/с и тормозной площади $F = 6{,}1$ м²

$$\beta_a = \frac{w}{m_1} F = \frac{\gamma_0}{g_0 m_1} v_a^2 \left(\frac{y_a}{h}\right)^{49} F = \frac{1{,}3}{2000} 7850^2 \cdot 6{,}1 \left(\frac{325}{400}\right)^{49} = 9{,}3 \text{ м/с}^2,$$

или 0,0093 км/с²,

то в соответствии с уравнением (23) предельное значение наклона траектории dy/ds, равное приблизительно 1/10, достигается на высоте над поверхностью Земли, вычисляемой по формуле

$$(y_b/y_a)^{50} = (49/325) \cdot (7{,}85^2/2 \cdot 0{,}093) \cdot 1/10 = 50,$$

так что

$$y_b = y_a\, 50^{1/50} = 325 \cdot 1{,}0814 = 352 \text{ км}$$

и

$$h - y_b = 400 - 352 = 48 \text{ км};$$

по достижении скорости v_b, определяемой уравнением (21):

$$v_b^2/v_a^2 = (y_a/y_b)^{49} = (y_a/y_b)^{50} y_b/y_a = 1{,}0814/50 = 0{,}02163,$$

или

$$v_b = v_a \sqrt{0{,}02163} = 7{,}85 \cdot 0{,}147 = 1{,}15 \text{ км/с}$$

и после прохождения пути, определяемого уравнением (22):

$$s_b = \frac{v_a^2}{2\beta_a}\left(1 - \frac{v_b^2}{v_a^2}\right) = \frac{7{,}85^2}{2 \cdot 0{,}0093}(1 - 0{,}02163) = 3250 \text{ км};$$

время движения до этого момента

$$t_b = (v_a - v_b)/\beta_a = (7850 - 1150) : 9{,}3 = 720 \text{ с}.$$

Согласно уравнению (19), радиальное торможение, требующееся в этой точке:

$$\rho_b = g(1 - v_b^2/v_a^2) = g(1 - 0{,}02163) = 0{,}97837g,$$

т. е. оно приблизительно равно полному ускорению силы тяжести. Можно считать, что оно создается несущей поверхностью, площадь которой F_0 должна удовлетворять уравнению (20):

$$\rho = (w/m_1) F_0 \sin^2 \alpha \cos \alpha = \sim g,$$

где w, согласно предположению, все еще имеет величину

$$w = \frac{\gamma_0}{g_0} v_a^2 \left(\frac{y_a}{h}\right)^{49} = \frac{1,3}{9,8} 7850^2 \left(\frac{325}{400}\right)^{49} = \sim 310 \text{ кг/м}^2,$$

так что

$$F \sin^2 \alpha \cos \alpha = m_1 g/w = \sim 2000/310 = 6,5 \text{ м}^2.$$

Если принять во внимание, что $\tau = \rho \operatorname{tg} \alpha$ не должно быть слишком большой величиной по сравнению с β_a, то угол α следует выбирать как можно меньшим, ориентировочно $\alpha_{max} = 20^\circ$, так что

$$\tau_{max} = 0,364 \cdot 9,8 = 3,56 \text{ м/с}^2,$$

тогда как

$$\beta_a = 9 \text{ м/с}^2$$

и

$$F_0 = 6,5 : (0,342^2 \cdot 0,940) = 59 \text{ м}^2.$$

Таким образом, при участке длиной $s_b = 3250$ км, простирающемся в диапазоне высот от $h - y = 75$ до 48 км над поверхностью Земли, при постоянной величине тормозной поверхности $F = 6,1$ м^2 и несущей поверхности $F_0 = 59$ м^2 угол наклона α несущей поверхности к горизонтали должен возрастать от 0 до 20°, чтобы при неизменном сопротивлении $w = 310$ кг/м^2 скорость на траектории уменьшилась с $v_a = 7850$ м/с до $v_b = 1150$ м/с, а радиальное торможение увеличилось от нуля до полной величины ускорения силы тяжести (см. рис. 12, участок $A - B$).

Чтобы избежать быстрого падения, необходимо, начиная с высоты $h - y_b = 48$ км, уменьшить торможение β на траектории, для чего можно, например, освободиться от подобной парашюту тормозной поверхности F и для дальнейшего торможения использовать только полученную в конце предыдущего участка составляющую $\tau = 3,56$ м/с$^2 = 0,00356$ км/с^2 сопротивления несущей поверхности. Однако и эта величина не может оставаться неизменной до конца, так как в этом случае спустя небольшой промежуток времени также наблюдалась бы слишком крутая траектория; торможение на траектории должно постепенно уменьшаться при неизменном ρ (равном ускорению силы тяжести), что достигается, например, переводом несущей поверхности F_0 из положения B в положение D и, далее, в горизонтальное положение F, как это показано на рис. 12.

В каждой точке траектории справедливо соотношение

$$-\beta ds = d(v^2/2),$$

и так как

$$v^2 = v_a^2 (y_a/y)^{49},$$

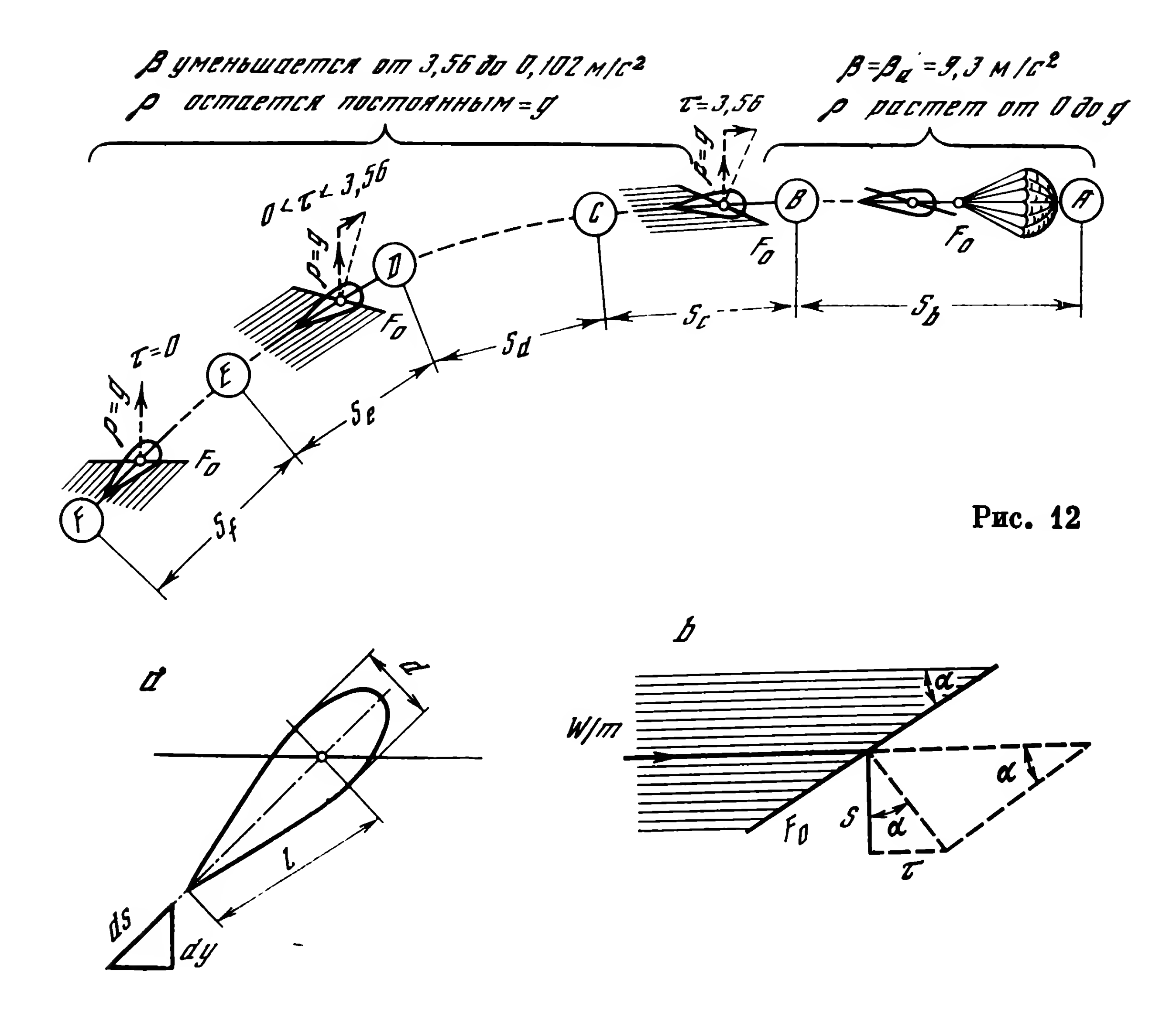


Рис. 12

Рис. 13

то

$$-\beta ds = \frac{v_a^2}{2} d\left(\frac{y_a}{y}\right)^{49} = -\frac{v_a^2}{2}\frac{49}{y_a}\left(\frac{y_a}{y}\right)^{50} dy,$$

так что в общем случае

$$ds/dy = v_a^2/2\beta \cdot 49/y_a\,(y_a/y)^{50}, \tag{24}$$

где β теперь является переменной величиной.

Если планирующий полет заканчивается непосредственно над поверхностью Земли под углом 45°, то при $y = y_0 = 400$ км должно выполняться соотношением (см. рис. 13)

$$\frac{dy}{ds} = \frac{1}{\sqrt{2}};$$

следовательно, конечное значение β

$$\beta_{\min} = \frac{v_a^2}{2}\frac{49}{y_a}\left(\frac{y_a}{y}\right)^{50}\frac{dy}{ds} = \frac{7{,}85^2}{2}\frac{49}{325}\left(\frac{325}{400}\right)^{50}\frac{1}{\sqrt{2}} =$$

$$= 0{,}000102 \text{ км/с} = 0{,}102 \text{ м/с}.$$

Так как в конце траектории (сечение F на рис. 12) тангенциальная составляющая τ сопротивления несущей поверхности равна нулю, то торможение β_{min} вызывается только лобовым сопротивлением носовой части летательного аппарата, размеры которой при изображенной на рис. 13 форме определяются из уравнения

$$\beta_{min} = (w/m_1)(\pi d^2/4)(d/2l)^2;$$

откуда

$$l = \frac{d^2}{4}\sqrt{\frac{w\pi}{m_1\beta_{min}}}.$$

Если сюда подставить величины:

w=310 кг/м² (согласно все еще действующему предположению),

$m_1 = 2000/9{,}8 = \sim 200$ кг·с²/м,

$d = 1{,}5$ (практически минимальный размер летательного аппарата), то

$$l = \frac{1{,}5^2}{4}\sqrt{\frac{310\pi}{200\cdot 0{,}102}} = 3{,}88 \text{ м}.$$

Остающаяся к концу траектории скорость вычисляется следующим образом:

$$v^2/v_a^2 = (325 : 400)^{49};$$

$$v = v_a (325 : 400)^{49/2} = 7850\cdot 0{,}062 = 48{,}5 \text{ м/с}$$ [6],

так что фактически сопротивление

$$w = \gamma_0/g_0\cdot v^2 = (1{,}3 : 9{,}8)\cdot 48{,}5^2 = 310 \text{ кг/м}^2$$

и произвести посадку не представляет труда.

Если для упрощения вычислений вместо постепенного уменьшения торможения на траектории от β=3,56 м/с² до β = 0,102 м/с² принять скачкообразное уменьшение, разбив траекторию на четыре участка $B - C$, $C - D$, $D - E$, $E - F$ (см. рис. 12) — со значениями β_c = 3,5 м/с², β_d = 1,0 м/с², β_e = 0,2 м/с² и β_f = = 0,102 м/с², которые соответственно приведут к наклону траектории $dy/ds = 1/16, 1/3, 1/2$ и $1/2$, то в конце каждого из участков получатся приведенные ниже результаты.

Для участка $B - C$,

согласно уравнению (24),

$$\frac{ds}{dy} = \frac{v_a^2}{2\beta_0}\frac{49}{y_a}\left(\frac{y_a}{y_c}\right)^{50}$$

или

$$\left(\frac{y_c}{y_a}\right)^{50} = \frac{v_a^2}{2\beta_0}\frac{49}{y_a}\frac{dy}{ds} = \frac{7{,}85}{2\cdot 0{,}0035}\frac{49}{325}\frac{1}{6} = 222;$$

следовательно,

$$y_c = y_a\, 222^{1/50} = 325 \cdot 1{,}114 = 362 \text{ км}; \quad h - y_c = 38 \text{ км}.$$

Далее, согласно уравнению (21),

$$v_c^2/v_a^2 = (y_a/y_c)^{49} = (1{,}114/222) = 0{,}00502;$$

$$v_c = v_a\sqrt{0{,}00502} = 0{,}555 \text{ км/с}$$

и, согласно уравнению (22),

$$s_c = (v_b^2 - v_e^2)/2\beta_c = (1{,}15^2 - 0{,}555^2)/(2 \cdot 0{,}0035) = 146 \text{ км},$$

а также

$$t_c = (v_b - v_c)/\beta_c = (1150-555)/3{,}5 = 170 \text{ с}.$$

Для участка C — D:

$$(y_d/y_a)^{50} = v_a^2/2\beta_a \cdot 49/y_a \cdot dy/ds = [7{,}85^2/(2 \cdot 0{,}001)] \cdot [49/325] \cdot$$
$$\cdot 1/3 = 1550;$$

$$y_d = y_a\ 1550^{1/50} = 325 \cdot 1{,}158 = 377 \text{ км}; \quad h - y_d = 23 \text{ км};$$

$$v_d^2/v_a^2 = (y_a/y_d)^{49} = 1{,}158/1550 = 0{,}00075;$$

$$v_d = 7{,}85\sqrt{0{,}00075} = 0{,}215 \text{ км/с};$$

$$s_d = (v_c^2 - v_d^2)/2\beta_d = (0{,}555^2 - 0{,}215^2)/(2 \cdot 0{,}001) = 131 \text{ км};$$

$$t_d = (v_c - v_d)/\beta_d = (555-215)/1 = 340 \text{ с}.$$

Для участка D — E:

$$(y_e/y_a)^{50} = v_a^2 \cdot /2\beta_e \cdot 49/y_a \cdot dy/ds = (7{,}85^2/2 \cdot 0{,}0002) \cdot (49/325) \cdot 1/2 =$$
$$= 11600;$$

$$y_e = y_a \cdot 11600^{1/50} = 325 \cdot 1{,}206 = 329 \text{ км}; \ h - y_e = 8 \text{ км};$$

$$v_e^2/v_a^2 = (y_a/y_e)^{49} = 1{,}206/11600 = 0{,}000104;$$

$$v_e = 7{,}85\sqrt{0{,}000104} = 0{,}08 \text{ км/с};$$

$$s_e = (v_a^2 - v_e^2)/2\beta_e = (215^2 - 80^2)/(2 \cdot 0{,}0002) = 99 \text{ км};$$

$$t_e = (v_d - v_e)/\beta_e = (215-80)/0{,}2 = 675 \text{ с}.$$

Для участка E — F:

$$y = 400 \text{ км}; \ h - y = 0; \quad v_f = \sim 49 \text{ м/с};$$

$$s_f = (v_e^2 - v_f^2)/2\beta_f = (0{,}080^2 - 0{,}049^2)/(2 \cdot 0{,}0001) = 20 \text{ км};$$

$$t_f = (v_e - v_f)/\beta_f = (80-49)/0{,}1 = 310 \text{ с}.$$

Таким образом, суммарная длина траектории планирующего полета

$$s_{b-f} = 3250 + 146 + 131 + 99 + 20 = 3646 \text{ км}$$

и продолжительность планирующего полета

$$t_{b-f} = 720 + 170 + 340 + 675 + 310 = 2215 \approx 37 \quad \text{мин.}$$

Суммарная продолжительность посадки с момента входа в атмосферу до момента прибытия на земную поверхность составляет примерно

$$79\,300 + 2200 = 81\,500 \text{ с} = \sim 22{,}6 \quad \text{ч.}$$

При исследовании эллипсов торможения в первом приближении предполагалось, что в вершине участка торможения происходит мгновенный переход по касательной с предыдущего эллипса (или параболы) на последующий. Так как тормозное действие проявляется не мгновенно, а постепенно, на всем участке торможения, в действительности между входным и выходным эллипсами будет существовать переходная спираль. Двигаясь по этой спирали, летательный аппарат входит в несколько более низкие и, следовательно, более плотные слои атмосферы, которые, в свою очередь, в результате большего сопротивления воздуха вызывают более интенсивное торможение по сравнению с принятым ранее значением. Следствием является то, что оси действительного эллипса не только поворачиваются, но и становятся короче осей принятого эллипса. Чтобы получить представление о степени возможного отклонения, построим переходную спираль между входной параболой и первым эллипсом торможения путем ее последовательного составления из отдельных эллиптических дуг.

Для этого угол $4\alpha = 14°16'$ на рис. 7, в пределах которого парабола проходит через эффективные слои атмосферы, можно разбить на шесть равных частей величиной $\Delta\varphi = 2°22^2/3'$, каждая из которых ограничивает на предполагаемой переходной спирали отрезок длиной приблизительно $\Delta s = 1610 : : 6 = \sim 270$ км. По мере необходимости к левой стороне изображенного на рис. 7 угла можно пристроить дополнительные углы. Тормозное действие, распределенное на отдельных отрезках Δs, считается сосредоточенным в изолированных граничных точках в форме мгновенного уменьшения скорости $\Delta v = \beta \Delta s / v$, где v — орбитальная скорость в конце отрезка, а β может быть вычислена с помощью табл. 5 по формуле $\beta = w/m_1\,(v/v')^2 F$. При этом значения w, не указанные непосредственно в таблице, определяли путем линейной интерполяции с тем, чтобы получить возможность как можно более точного сравнения. В результате определения Δv и исследования предыдущей эллиптической дуги для начальной точки каждой эллиптической дуги заданы величины r_1, v_1, α_1. По ним с помощью уравнений

$$a = \frac{\mu}{\dfrac{2\mu}{r_1} - v_1^2}; \qquad b^2 = \frac{v_1^2 r_1^2 \cos^2\alpha_1}{\dfrac{2\mu}{r_1} - v_1^2}; \qquad \mu = g_0 r_0^2;$$

(см. уравнения (45) и (46) в сочетании с законом площадей) и

$$\cos\varphi_1 = \frac{\dfrac{b^2}{r_1} - a}{\sqrt{a^2 - b^2}}$$

(см. уравнение эллипса) вычисляют угол φ_1 между начальным радиусом-вектором и соответствующей главной осью эллипса, дуга которого рассмат-

Таблица 5

Участок	0	I	II	III	IV	V	VI	VII
r_1, км	Параболическая траектория	6480	6466	6457	6454	6456	6462	6472
v_1, км/с	То же	11,09	11,00	10,66	10,20	9,80	9,60	9,57
α_1	»	$3^\circ 34'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$1^\circ 17'$	$>0^\circ 0'$ $<0^\circ 16'$	$>0^\circ 55'$ $<0^\circ 59'$	$1^\circ 45'$	$2^\circ 30'$
$a=\frac{\mu}{(2\mu/r_1)-v_1^2}$	»	$<\infty$	148 030	38 987	20 080	14 347	12 641	12 486
$b^2=\frac{(v_1 r_1 \cos\alpha_1)^2}{(2\mu/r_1)-v_1^2}$	»	$<\infty$	$1869{,}1\cdot 10^{-6}$	$461{,}56\cdot 10^6$	$217{,}525\cdot 10^6$	$143{,}570\cdot 10^6$	$121{,}500\cdot 10^6$	$119{,}500\cdot 10^6$
$e=\sqrt{a^2-b^2}$	»	—	141 580	32 534	12 627	7894	6188	6033,3
φ_1 из $\cos\varphi_1=\frac{(b^2/r_1)-a}{e}$	»	$7^\circ 8'$	$5^\circ 4'$	$2^\circ 50'$	$\sim 0^\circ$	$2^\circ 30'$	$5^\circ 15'$	$7^\circ 41'$
$\Delta\varphi$	»	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$
$\varphi_2=\varphi_1\mp\Delta\varphi$	»	$4^\circ 45\frac{1}{3}'$	$2^\circ 41\frac{1}{3}'$	$0^\circ 27\frac{1}{3}'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$4^\circ 52\frac{2}{3}'$	$7^\circ 37\frac{2}{3}'$	$10^\circ 2\frac{2}{3}'$
$r_2=\frac{b^2}{a+e\cos\varphi_2}$	6480	6466	6457	6454	6456	6462	6472	6485
$v_2=\sqrt{\frac{2\mu}{r_2}-\left(\frac{2\mu}{r_1}-v_1^2\right)}$	11,10	11,10	11,01	10,663	10,198	9,794	9,5905	—
α_2 из $\cos\alpha_2=\cos\alpha_1\frac{r_1 v_1}{r_2 v_2}$	$3^\circ 34'$	$2^\circ 22\frac{2}{3}'$	$1^\circ 17'$	$>0^\circ 0'$ $<0^\circ 16'$	$>0^\circ 55'$ $<0^\circ 59'$	$1{,}45'$	$2^\circ 30'$	—
$\beta=\frac{w}{m_1}F\left(\frac{v_2}{v^1}\right)^2$	0,00038	0,00412	0,014	0,018	0,116	0,0067	0,00064	—
Δs	270	270	270	270	270	270	270	—
$\Delta v=\frac{\beta\Delta s}{v_2}$	0,01	0,10	0,35	0,46	0,40	0,19	0,018	—
$v_2-\Delta v$	~11,09	~11,00	~10,66	~10,20	~9,80	~9,60	~9,57	—

ривается в данный момент. Так как известно, что $\Delta\varphi = 2^\circ 22^2/_3{}'$, то далее вычисляется угол $\varphi_2 = \varphi_1 \pm \Delta\varphi$ между конечным радиусом-вектором и главной осью a и, наконец, определяют величины, соответствующие конечной точке эллиптической дуги:

$$r^2 = \frac{b^2}{a + \sqrt{a^2 - b^2 \cos\varphi_2}}$$

(см. уравнение эллипса);

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\mu}{r_2} - \left(\frac{2\mu}{r_1} - v_1^2\right)}$$

(см. уравнение (4)) и

$$\cos\alpha_2 = \cos\alpha_1\,(r_1 v_1)/(r_2 v_2)$$

(см. закон площадей, уравнение (39)). Вычисления повторяются до тех пор, пока радиус-вектор снова не достигнет значения $r > 6480$ км и не окажется начальным радиусом-вектором выходного эллипса.

Элементы переходной спирали, получающиеся таким образом при продолжении расчета, представлены в приведенной ниже табл. 6.

Кроме того, в области торможения следует сравнить элементы переходной спирали со значениями, соответствующими мгновенному переходу с параболы на первый эллипс торможения.

Таблица 6

Граничная точка		0—I	I—II	II—III	III—IV	IV—V	V—VI	VI—VII	VII—VIII
Парабола и первый эллипс торможения	r	6480	6466	6458	6455	6457,5	6464,5	6476,3	—
	v	11,10	11,11	11,12	10,40	10,40	10,39	10,38	—
	α	3°34′	2°22²/₃′	1°11¹/₃′	0°0′	1°0′	2°1′	3°2′	—
Переходная спираль	r	6480	6466	6457	6464	6456	6462	6472	6485
	v	11,10	11,00	10,66	10,20	9,80	9,60	9,57	—
	α	3°34′	2°22²/₃′	1°17′	>0°0′ <0°16′	>0°55′ <0°59°	1°45′	2°30′	—

Таким образом, полученный выходной эллипс с полуосями $a = 12\,486$ км вместо 25 000 км и $b = \sqrt{119\,500\,000} = 10\,931$ км вместо 16 800 км, значительно меньше рассчитанного ранее первого эллипса торможения; их большие оси составляют друг с другом угол 7°41′ — 7°8′ = 33′. Радиус перигея выходного эллипса составлял бы

$$r_a = b^2/(a + e) = 119\,500\,000 : (12486 + 6033) = 6452{,}7 \text{ км}$$

вместо 6455 км.

Из изложенного выше можно сделать вывод, что в действительности, по-видимому, достаточно пройти самое большее два эллипса торможения вместо пяти, полученных в первом приближении, чтобы достичь скорости движения по окружности — особенно, если еще несколько увеличивается тормозная поверхность F.

В заключение необходимо также исследовать вопрос о возможности перехода к движению по окружности уже при первом входе в тормозящую атмосферу без использования эллипсов торможения. Это осуществимо лишь с помощью средств управления по высоте. Однако, поскольку такое управление все равно должно существовать во время начинающегося позднее планирующего полета, против его применения сразу же после входа в атмосферу нет возражений.

Согласно первому приближенному расчету, не в полной мере учитывающему тормозное действие, вершина параболы достигается на расстоянии $r_a = 6455$ км при уже уменьшившейся вследствие сопротивления воздуха орбитальной скорости $v_a = 11,1 : 1,032 = 10,75$ км/с. Если летательный аппарат на этом расстоянии и с этой орбитальной скоростью должен остаться на круговой орбите вокруг центра Земли, то необходимо центростремительное ускорение величиной

$$z_a = v_a^2/r_a = 10,750^2 : 6\,455\,000 = 17,9 \text{ м/с}^2$$

вместо действующего там ускорения силы тяжести

$$g_a = 9,8\,(6380/6450)^2 = 9,6 \text{ м/с}^2.$$

Требующееся, таким образом, дополнительное радиальное ускорение

$$\rho = z_a - g_a = 8,3 \text{ м/с}^2$$

может быть вызвано воздействием сопротивления воздуха на уже имеющуюся несущую поверхность площадью F_0, которая, согласно рис. 13, должна быть установлена под углом α к горизонтали, так что, в соответствии с уравнением (20),

$$\rho = (w/m)\,F_0 \sin^2\alpha \cos\alpha.$$

С уменьшением орбитальной скорости v постепенно уменьшается требуемое радиальное ускорение ρ, что может достигаться соответствующим уменьшением угла α.

При $v_a = 10,75$ км/с и $r_a = 6455$ км, если остаются без изменения указанные при рассмотрении планирующего полета величина несущей поверхности $F_0 = 59$ м^2 и масса летательного аппарата

$$m = \sim 2000 : 10 = 200 \text{ кг}\cdot\text{с}^2/\text{м};$$

$$w = 640\,(10,75 : 11,10)^2 = 600 \text{ кг/м}^2$$

и

$$(w/m)\,F_0 = (600 : 200)\cdot 59 = 177 \text{ м/с}^2;$$

следовательно, для перехода к движению по окружности должно

выполняться равенство

$$\sin^2\alpha\cos\alpha = \frac{\rho}{\frac{w}{m}F_0} = \frac{8,3}{177} = 0,047; \qquad \alpha \approx 12^2/_3{}^\circ$$

Угол α необходимо постепенно уменьшать до нуля при достижении свободной скорости на круговой орбите, равной 7,85 км/с.

Максимальная величина торможения на высоте 75 км при $v_{\max} = 11,1$ км/с и площади парашюта [7] $F = 6,1$ м^2 была вычислена ранее: $\beta_{\max} = 0,0193$ км/с^2. Поэтому торможение на орбите во время вынужденного движения по окружности на высоте 75 км при мгновенной скорости v вычисляется по формуле

$$\beta = dv/dt = -v^2\beta_{\max}/v_{\max}^2 = -v^2k \qquad (k = 0,0193/11,1^2);$$

далее

$$ds/dt = v;$$

следовательно,

$$dv/ds = -vk; \; kds = -dv/v; \quad -ks = \ln v + C.$$

В вершине параболы при $s = 0$

$$0 = \ln v_a + C; \quad C = -\ln v_a,$$

поэтому

$$-ks = \ln v - \ln v_a = \ln(v/v_a)$$

или

$$s = -1/k \ln(v/v_a).$$

Таким образом, в конце вынужденного и в начале свободного движения по круговой орбите, т. е. при $v = 7,85$ км/с, пройденный от вершины параболы путь

$$s_{\max} = 11,1^2/0,0193 \cdot \ln\ 1075/785 = 6400 \times$$
$$\times (6,98008 - 6,66568) = 2000 \text{ км}.$$

Время, необходимое для прохождения этого пути, определяется из соотношений

$$dv/dt = -v^2k; \quad kdt = -dv/v^2; \; kt = 1/v + C$$

при $t = 0$, т. е. в вершине параболы,

$$0 = 1/v_a + C; \quad C = -1/v_a,$$

поэтому

$$kt = 1/v - 1/v_a;$$

и

$$t = 1/k\,(1/v - 1/v_a) = 1/\beta_{\max} \times (v^2_{\max}/v - v^2_{\max}/v_a),$$

$$t = 1/0{,}0193\,(11{,}10^2/7{,}85 - 11{,}10^2/10{,}75) =$$

$$= (15{,}7 - 11{,}5)/0{,}0193 = 218\text{с} = 3{,}63 \text{ мин.}$$

Тогда вместе с последующим планирующим полетом суммарное время посадки, отсчитываемое от момента прохождения вершины параболы, составляет всего

$$218 + 2200 \approx 2400 \text{ с} = 40 \text{ мин.}$$

Следовательно, посадка без использования эллипсов торможения вполне возможна. Однако вынужденное движение по окружности, во время которого центробежная сила прижимает обитателей летательного аппарата к верхней стенке, представляет собой короткий участок полета в перевернутом положении, который, по-видимому, понизит надежность маневрирования. Пилот в это время должен будет следить лишь за тем, чтобы преждевременно не войти в слишком низкие слои атмосферы, так как, согласно рис. 11, это вызвало бы падение. Если же он останется слишком высоко, то в худшем случае летательный аппарат временно выйдет за пределы атмосферы по большей или меньшей эллиптической орбите, после прохождения которой пилот может спокойно повторить попытку приземления.

В кажущемся противоречии с рассмотренными возможностями посадки находится факт свечения падающих звезд, из которого можно сделать вывод, что тела, входящие из космического пространства в воздушную оболочку Земли, испытывают сильное нагревание вследствие сопротивления воздуха. Против этого можно возразить, что эти метеориты имеют намного бо́льшую скорость входа по сравнению с нашим летательным аппаратом. В отношении последнего было высказано предположение, что он находится под воздействием только земного притяжения. Следовательно, при этом молчаливо принималось, что летательный аппарат участвует в движении Земли вокруг Солнца со скоростью около 30 км/с, в котором находит отражение неустранимое влияние солнечного притяжения. На орбите Земли метеориты вследствие солнечного притяжения имеют скорость приблизительно 42 км/с относительно Солнца. Если орбиты Земли и метеоритов направлены навстречу друг другу, то к этой величине добавляется орбитальная скорость Земли, составляющая примерно 30 км/с, так что относительно Земли в самом неблагоприятном случае получается скорость входа 42 + 30 = 72 км/с вместо 11,1 км/с для нашего летательного аппарата. Но так как сопротивление воздуха пропорционально квадрату скорости, то в самом неблагоприятном случае сопротивление воздуха, которое испытывает падающая звезда [метеорит], приблизительно в $(72/11)^2 = 43$ раза больше сопротивления движению летательного аппарата. Разумеется, нельзя

не учитывать, что при уменьшении скорости от $v' = 11\,100$ м/с до $v = 0$ освобождается энергия $mv'^2/2$; если снова, как и раньше, принять, что масса

$$m = 2000 : 10 = 200 \text{ кг}\cdot\text{с}^2/\text{м},$$

то это составит

$$mv'^2/2 = (200 : 2)\cdot 11\,100^2 = 12\,300\,000\,000 \text{ кгм}.$$

Эта энергия должна быть преобразована либо в движение (воздушные вихри), либо в тепло, либо в то и другое одновременно. До сих пор при исследовании условий посадки молчаливо предполагалось преобразование только в движение воздуха. Противоположный крайний случай — превращение в одно лишь тепло — привел бы к освобождению количества тепла Q, которое можно вычислить с помощью механического эквивалента тепла $1/427$: : $Q = 12\,300\,000\,000 : 427 = 28\,800\,000$ ккал.

Вследствие этого при очень быстром торможении, к которому до сих пор стремились, происходило бы сильное нагревание и сгорание элементов конструкции, и прежде всего парашюта, который принимает непосредственное участие в процессе торможения. Поэтому для многократного прохождения участка торможения и планирующего полета до точки B на рис. 12 необходимо было бы иметь несколько парашютов соответствующей формы, используемых друг за другом. (Так как в точке B скорость уже понизилась до 1150 м/с, то при последующем планирующем полете нагрева уже можно не опасаться.)

Если же с самого начала не допускать возможности сгорания, то тормозное действие пришлось бы понизить настолько, чтобы нагретые поверхности имели достаточно времени для передачи воспринятого ими количества тепла в окружающую среду за счет теплопроводности и излучения.

В общем случае освобождающаяся в результате торможения от заданной начальной скорости v' до мгновенной скорости v энергия

$$E = mv'^2/2 - mv^2/2;$$

следовательно, скорость ее секундного приращения

$$dE/dt = mv\,dv/dt,$$

и соответствующее секундное приращение количества тепла

$$dQ/dt = (mv/427)(dv/dt)$$

или, если известна допустимая скорость теплопоглощения dQ/dt, то интенсивность торможения в момент достижения скорости v может составлять самое большое

$$\frac{dv}{dt} = \frac{dQ}{dt}\,\frac{427}{mv}.$$

Допустимая скорость теплопоглощения равнозначна возможной скорости теплоотдачи за счет теплопроводности и излучения, и ее можно принять равной приблизительно 500 ккал/с (в случае необходимости на внешней обшивке летательного аппарата можно предусмотреть ребра охлаждения), так что при $m = 200$ кг·с²/м

$$dv/dt = (500 \cdot 427) : 200v = \sim 1000/v;$$

(v — в метрах за 1 с). Например, максимальная интенсивность торможения может составлять:

для $v = 10\,000$ м/с $dv/dt = 1000 : 10\,000 = 0{,}1$ м/с²;
для $v = 5000$ м/с $dv/dt = 1000 : 5000 = 0{,}2$ м/с²;
для $v = 1000$ м/с $dv/dt = 1000 : 1000 = 1$ м/с²;
для $v = 100$ м/с $dv/dt = 1000 : 100 = 10$ м/с².

Для создания столь незначительного отрицательного ускорения парашют вообще вряд ли был бы нужен, так как одного сопротивления фюзеляжа и несущих поверхностей летательного аппарата уже было бы достаточно для слабого торможения.

Путь s, пройденный за все время посадки, вычисляется следующим образом:

$$dv/dt = 1000/v; \quad ds/dt = v; \; dv/ds = 1000/v^2; \; ds = (v^2 dv)/1000;$$

$$s = \frac{1}{1000} \int_0^{11110} v^2\, dv = \frac{11\,100^3}{3 \cdot 1000} = 410\,700\,000 \text{ м} = 410\,700 \text{ км},$$

что составляет около десяти длин земного экватора!

Из них только на полет между значениями скорости $v = 11\,100$ и 7850 м/с (вынужденное движение по кругу) приходится

$$(11\,000^3 - 7850^3) : (3 \cdot 1000) = 249\,450\,000 \text{ м},$$

или около шести длин земного экватора; между значениями скорости $v = 7850$ и 4000 м/с

$$(7850^3 - 4000^3) : (3 \cdot 1000) = 139\,920\,000 \text{ м},$$

или около 3,5 длин земного экватора; между значениями скорости $v = 4000$ и 0 м/с

$$4000^3 : (3 \cdot 1000) = 21\,330\,000 \text{ м},$$

или около 0,5 длины земного экватора.

Все приведенные выше выкладки справедливы при нереальном предположении, что вся энергия торможения преобразуется в тепло.

В действительности имеют место условия, лежащие между двумя рассмотренными предельными случаями. При посадке необходимо учитывать следующее:

1) так как торможение не слишком интенсивно, то площадь парашюта можно выбирать не слишком большой;

2) парашют должен иметь форму, способствующую возникновению воздушных вихрей (требования 1 и 2 удовлетворяются наилучшим образом, если, согласно предложению Валье, парашют заменить рядом конусов с направленными вперед вершинами, расположенных по одной линии на значительном расстоянии друг от друга);

3) из-за возможного сгорания необходимо иметь с собой большое количество запасных парашютов (или запасных конусов);

4) летательный аппарат должен быть снабжен не только несущими поверхностями, но, по возможности, и ребрами охлаждения из металла.

Впрочем, все эти условия, вытекающие из столь необычайно высоких скоростей и столь необычайно малых значений плотности воздуха, еще нуждаются в дальнейших экспериментальных исследованиях.

III. СВОБОДНЫЙ ПОЛЕТ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

В предыдущих главах были отдельно рассмотрены движение от Земли с момента взлета до момента достижения такой скорости, при которой летательный аппарат не возвращается на Землю, а также возвращение на Землю с момента его входа в атмосферу. Теперь возникает вопрос, можно ли после выхода за пределы поля земного тяготения произвольно управлять полетом таким образом, чтобы вообще было возможно возвращение желаемым образом, т. е. по тангенциальной траектории.

Если для упрощения временно пренебречь боковой составляющей начальной скорости, обусловленной вращением Земли (на экваторе она составляет приблизительно 463 м/с), то после прекращения действия собственного ускорения летательный аппарат удаляется от Земли в радиальном направлении; он поднимается (или «падает при непрерывном уменьшении скорости») в космическое пространство, и его обитатели после мгновенного исчезновения ощущения тяжести, несомненно, испытывают сначала довольно-таки тревожное чувство постоянного падения, которое спустя некоторое время, возможно, переходит в более приятное ощущение парения. Действительно ли только в бесконечности достигается нулевая скорость, это зависит от величины максимальной скорости v_1, достигнутой на расстоянии r_1 к моменту прекращения собственного ускорения, на которую наряду с прочими обстоятельствами оказывает влияние также и неподдающееся предварительному точному расчету сопротивление воздуха. Пусть на произвольном расстоянии r_2 от центра Земли скорость, которая может быть вычислена с помощью нескольких следующих друг за другом через определенные промежутки времени измерений расстояния, равна v_2'.

В общем случае на расстоянии r отрицательное ускорение вследствие земного притяжения

$$dv/dt = -g_0r_0^2/r^2$$

и скорость:

$$dr/dt = v;$$

следовательно,

$$dv/dr = -(g_0r_0^2)/(r^2v)$$

или

$$v\,dv = -g_0r_0^2(dr/r^2),$$

откуда

$$v^2/2 = [(g_0r_0^2)/r] + C.$$

Таким образом, на расстоянии r_2

$$v_2'^2/2 = (g_0r_0^2/r_2) + C,$$

так что

$$(v_2'^2 - v^2)/2 = (g_0r_0^2)/r_2 - (g_0r_0^2/r); \tag{25}$$

отсюда вычисляется высота подъема r_3', на которой достигается скорость $v = 0$:

$$v'^2/2 = g_0r_0^2/r_2 - g_0r_0^2/r_3' = g_0r_0^2 \times (1/r_2 - 1/r_3'); \tag{25a}$$

$$r_3' = (2g_0r_0^2) : [(2g_0r_0^2)/r^2] - v_2'^2. \tag{26}$$

Если высота подъема должна составлять не r_3', а r_3, то в соответствии с уравнением (25a) скорость на расстоянии r_2 должна быть не v_2', а

$$v_2 = \sqrt{2g_0r_0^2\left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_3}\right)} = \sqrt{2g_0r_0^2\,\frac{r_3 - r_2}{r_2r_3}}. \tag{27}$$

Следовательно, вычисленная по результатам измерений скорость v_2' должна быть скорректирована путем изменения скорости на величину $\Delta v_2 = v_2 - v_2'$. Это можно осуществить включением корректирующего двигателя, из которого выбрасывается заряд массой Δm со скоростью c, так что при первоначальной массе летательного аппарата m, согласно уравнению (1),

$$\Delta m/m = \pm\,\Delta v_2/c.$$

Знак $\pm$ определяет, вперед или назад по направлению полета должна отбрасываться масса.

Если, например, на расстоянии $r_2 = 40\,000$ км установленная скорость $v_2' = 4{,}46$ км/с (при которой высота подъема была бы $r_3' = \infty$) и высота подъема должна составить $r_3 = 800\,000$ км

приблизительно удвоенное расстояние до Луны), то, согласно уравнению (27), при

$$2g_0r_0^2 = 2\cdot 0{,}0098\cdot 6380^2 = 800\,000 \text{ км}^3/\text{с}^2$$

должно быть

$$v_2 = \sqrt{2g_0r_0^2\frac{r_3-r_2}{r_2r_3}} = \sqrt{800\,000\frac{800\,000-40\,000}{40\,000\cdot 800\,000}} = 4{,}35 \text{ км/с}.$$

Следовательно,

$$\Delta v_2 = v_2 - v_2' = 4{,}35 - 4{,}46 = -0{,}11 \text{ м/с}$$

и при скорости истечения $c = 1{,}0$ км/с

$$\Delta m/m = 0{,}11/1{,}0 = 0{,}11,$$

т. е. примерно девятая часть первоначальной массы летательного аппарата m должна была бы отбрасываться со скоростью 1000 м/с вперед по направлению полета. Эффективность корректирующего импульса тем больше, чем раньше он производится.

По достижении желаемой высоты подъема r_3 летательный аппарат, предоставленный самому себе, снова начал бы падать к Земле в радиальном направлении. Однако, чтобы он двигался по описанной в главе II орбите и входил в атмосферу по касательной, ему необходимо сообщить тангенциальную скорость v_3 (рис. 14) в тот момент, когда радиальная скорость равна нулю, т. е. на расстоянии r_3. Тогда орбита возвращения, разумеется, будет не параболой, как это предполагалось в главе II, а очень сильно вытянутым эллипсом с большой полуосью

$$a = (r_3 + r_a)/2.$$

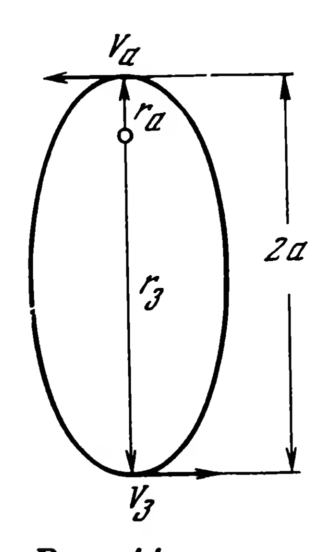


Рис. 14

Но, с другой стороны, согласно закону всемирного тяготения (см. уравнение (45) в конце этой главы),

$$a = (g_0r_0^2) : [(2g_0r_0^2/r_3) - v_3^2];$$

следовательно,

$$(g_0r_0^2) : [(2g_0r_0^2/r_3) - v_3^2] = (r_3 + r_a)/2;$$

отсюда

$$v_3^2 = (2g_0r_0^2/r_3) - [2g_0r_0^2/(r_3 + r_a)] = 2g_0r_0^2 \times r_a/r_3\,(r_3 + r_a),$$

или

$$v_3 = \sqrt{2g_0r_0^2\frac{r_a}{r_3(r_3+r_a)}} \qquad (28)$$

и аналогично

$$v_a^2 = 2g_0r_0^2\cdot[r_3/r_a\,(r_3 + r_a)] = v_3^2r_3^2/r_a^2,$$

или

$$v_a = v_3r_3/r_a.$$

Например, при $r_3 = 800\,000$ км, $r_a = 6455$ км и $g_0r_0^2 = 400\,000$ км

$$v_3 = \sqrt{800\,000\frac{6455}{800\,000\cdot 806455}} = 0{,}09 \text{ км/с} = 90 \text{ м/с}.$$

Тангенциальная скорость также может быть получена в результате отбрасывания массы при условии

$\Delta m/m = (0{,}09—0{,}00)/1{,}0 = 0{,}09$, т. е. заряд, составляющий приблизительно 1/11 оставшейся массы летательного аппарата, должен отбрасываться со скоростью 1000 м/с в направлении, перпендикулярном первоначальному направлению движения.

Тогда скорость v_a в перигее на расстоянии r_a вычисляется по формуле

$$v_a = 0{,}09\cdot(800\,000 : 6455) = \sim 11{,}1 \text{ км/с},$$

т. е. она оказывается примерно такой же, какая была уже принята ранее при параболической орбите.

Так как измерения скорости и расстояния, которые необходимо производить в процессе полета, могут содержать ошибки, при последующем движении желательно осуществлять контроль, а в случае необходимости и корректировку орбиты следующим образом (рис. 15).

Пусть в результате последовательных измерений на расстоянии r определены скорость v' и направление полета (угол α), которые могут привести к какой-либо нежелательной величине радиуса перигея r_a'. Если перигей должен достигаться на расстоянии r_a, то между r_a, r, α и требуемыми значениями орбитальной скорости v_a и v существуют определенные соотношения (см. конец этой главы).

1. *Согласно закону тяготения*,

$$P = -g_0r_0^2m/r^2.$$

2. *Согласно общей теореме работы*,

$$\int P\,dr = -g_0r_0^2m\int\frac{dr}{r^2} = \frac{mv^2}{2} - \frac{mv_a^2}{2}$$

или

$$(g_0r_0^2)/r + C = (v^2/2) - (v_a^2/2);$$

при $r = r_a$

$$(g_0r_0^2/r_a) + C = 0;$$

следовательно,

$$(g_0r_0^2/r) - (g_0r_0^2/r_a) = (v^2/2) - (v_a^2/2)$$

или

$$v_a^2 = v^2 + [2g_0r_0^2\,(1/r_a - 1/r)].$$

3. *Согласно закону площадей*,

$$vr\sin\alpha = v_ar_a$$

или

$$v_a^2 = v^2r^2\sin^2\alpha/r_a^2;$$

следовательно, должно выполняться соотношение

$$v^2\,(r^2/r_a^2\sin^2\alpha - 1) = 2g_0r_0^2\,(1/r_a - 1/r) \qquad (29)$$

или

$$v^2 = [(2g_0r_0^2) : (r^2\sin^2\alpha - r_a^2)]\,r_a\,(r - r_a)/r$$

и

$$v = \sqrt{\frac{2g_0r_0^2}{r^2\sin^2\alpha - r_a^2}\,r_a\,\frac{r - r_a}{r}}, \qquad (30)$$

вместо v'.

Если, например, на расстоянии $r_4 = 400\,000$ км определены скорость $v_4' = 1{,}415$ км/с и направляющий угол $\alpha_4 = 7°50'$ (обе величины соответствовали бы параболе с радиусом перигея $r_a' = 7500$ км), то

$r_4^2\sin^2\alpha_4/r_a = (400\,000^2\cdot 0{,}137^2) : 6455 = 465\,000$ км, и для получения перигея $r_a = 6455$ км необходимо, согласно уравнению (30), создать скорость

$$v_4 = \sqrt{\frac{2g_0r_0^2}{r_4^2\sin^2\alpha_4 - r_a^2}\,r_a\,\frac{r_4 - r_a}{r_4}} = \sqrt{\frac{800\,000}{465\,000 - 6455}\,\frac{400\,000 - 6455}{400\,000}} = 1{,}31 \text{ км/с},$$

так что

$$\Delta v_4 = v_4 - v_4' = 1{,}310 - 1{,}415 = -0{,}105 \text{ км/с},$$

т. е. корректировка орбиты снова может быть выполнена в результате отбрасывания масс при условии

$$\Delta m/m = \Delta v_4/c = 0{,}105 : 1{,}0 = 0{,}105.$$

Таким образом, приблизительно $1/_{9,5}$ имеющейся в настоящий момент массы летательного аппарата должно быть отброшено вперед по направлению полета.

Наконец, с помощью уравнения (29) можно также учесть влияние вращения Земли, которым до сих пор пренебрегали. Оно сообщает поднимающемуся летательному аппарату начальную скорость v_u, которая составляет на экваторе 40 000 : 86 400 км/с = = 0,463 км/с, а на географической широте, равной примерно

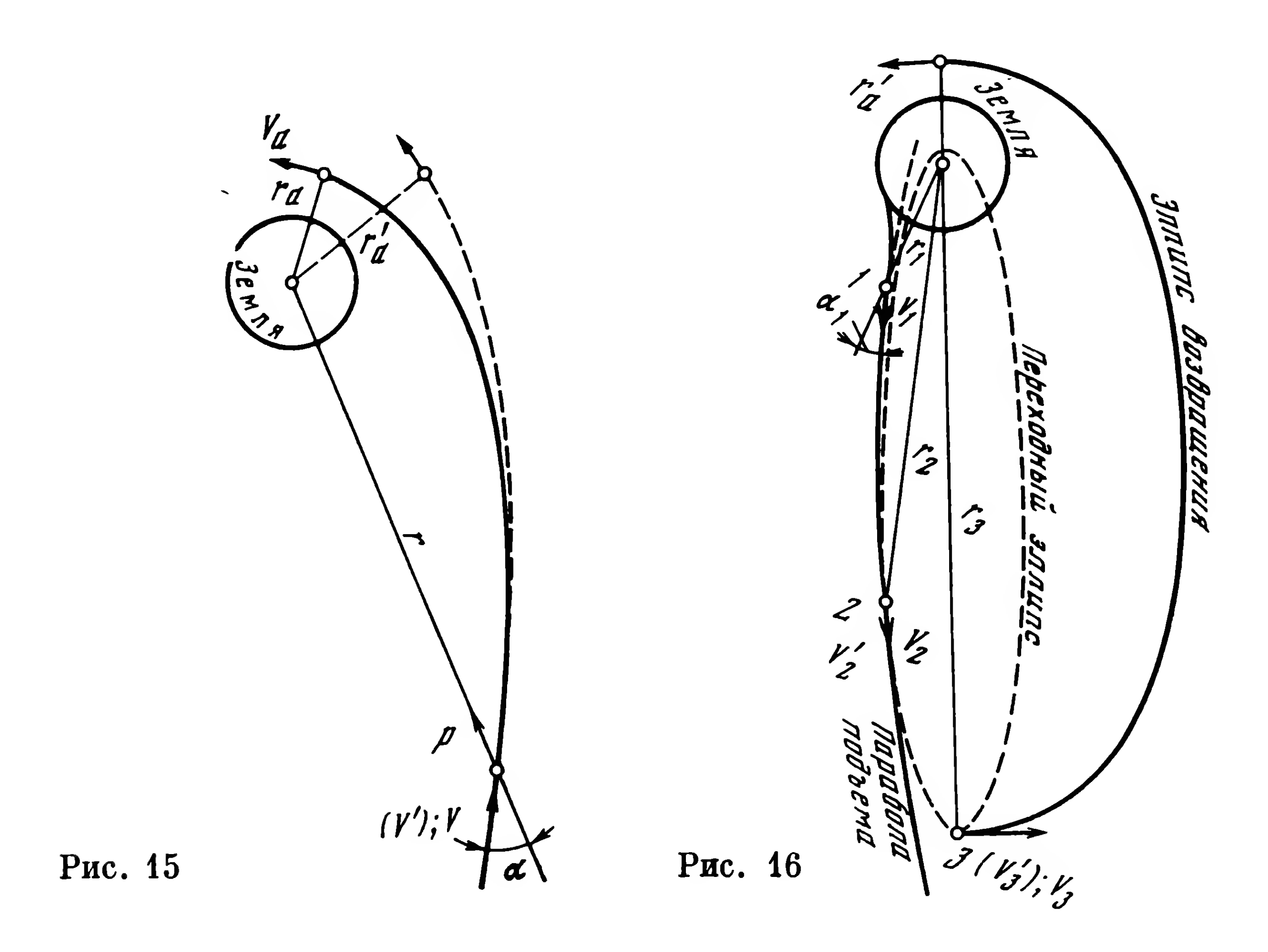


Рис. 15

Рис. 16

50°, приблизительно $0{,}463 \cdot \cos 50° = \sim 0{,}3$ км/с. Следствием является то, что летательный аппарат поднимается не по прямолинейной траектории и при прекращении действия собственного ускорения после достижения скорости v_1 на расстоянии r_1 вектор скорости полета имеет не радиальное направление, а наклонен к радиусу r_1 под углом α_1 так, что (рис. 16)

$$\sin \alpha_1 = v_u / v_1.$$

При определенных ранее величинах $r_1 = 8490$ км и $v_1 = 9{,}68$ км/с дальнейшая траектория представляла бы теперь плоскую параболу с очень небольшим радиусом перигея, равным приблизительно 8 км. На расстоянии $r_2 = 40\,000$ км скорость на этой параболической орбите

$$v_2' = \sqrt{\frac{2 g_0 r_0^2}{r_2}} = 4{,}46 \text{ км/с}$$

и, согласно закону площадей,

$$v_2 r_2 \sin\alpha_2 = v_1 r_1 \sin\alpha_1,$$

так что

$$\sin\alpha_2 = \sin\alpha_1 \frac{v_1 r_1}{v_2 r_2} = \frac{v_u r_1}{v_2 r_2} = \frac{0,3\cdot 8490}{4,46\cdot 40\,000} = 0,0143.$$

Если теперь снова уменьшить орбитальную скорость от $v_2' = 4,46$ км/с до $v_2 = 4,35$ км/с за счет отбрасывания массы при $c = 1$ км/с и $\Delta m/m = 0,11$, то получится плоский переходный эллипс, радиусы перигея и апогея которого определяются из уравнения (29):

$$\frac{v_2^2 r_2^2 \sin^2\alpha_2}{r_3^2} - v_2^2 = \frac{2g_0 r_0^2}{r_3} - \frac{2g_0 r_0^2}{r_2};$$

$$r_3^2\left(\frac{2g_0 r_0^2}{r_2} - v_2^2\right) - r_3 2g_0 r_0^2 = -v_2^2 r_2^2 \sin^2\alpha_2;$$

$$\substack{\max\\ \min} r_3 = \frac{g_0 r_0^2}{\dfrac{2g_0 r_0^2}{r_2} - v_2^2}\left[1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{v_2 r_2 \sin\alpha_2}{g_0 r_0^2}\right)^2\left(\frac{g_0 r_0^2}{r_2} - v_2^2\right)}\right];$$

следовательно

$$\substack{\max\\ \min} r_3 = \frac{400\,000}{\dfrac{800\,000}{40\,000} - 4,35^2}\left[1 \pm \sqrt{1 - \left(\frac{4,35\cdot 40\,000\cdot 0,143}{400\,000}\right)^2 \left(\frac{800\,000}{40\,000} - 4,35^2\right)}\right];$$

$$\substack{\max\\ \min} r_3 = 370\,500\,[1 \pm 0,99999];$$

таким образом, радиус перигея переходного эллипса составляет лишь около 4 км, т. е. почти равен нулю. Радиус апогея имеет величину приблизительно 741 000 км, т. е. почти равен указанной ранее высоте подъема 800 000 км. Однако теперь орбитальная скорость на этом расстоянии $r_3 = 741\,000$ км не равна нулю. Согласно закону площадей, скорость

$$v_3 = (v_2 r_2 \sin\alpha_2) : r_3 = (4,35\cdot 40\,000\cdot 0,0143) : 741\,000 = \\ = 0,0034 \text{ км/с} = 3,4 \text{ м/с}$$

и имеет тангенциальное направление.

Как следует из уравнения (28), для перехода на желаемый эллипс возвращения вместо прежнего значения $v_3 = 0,09$ км/с теперь потребуется скорость

$$v_3 = \sqrt{2g_0 r_0^2 \frac{r_a}{r_3 (r_s + r_a)}} = \sqrt{800\,000 \frac{6455}{741\,000\cdot 747\,455}} = \\ = 0,964 \text{ км/с} = 964 \text{ м/с},$$

откуда

$$\Delta v = 96{,}4 - 3{,}4 = 93 \text{ м/с},$$

так что теперь

$$\Delta m/m = \Delta v/c = 0{,}093 = \sim 1/10{,}8$$

вместо получавшейся ранее 1/11. Следовательно, вращение Земли не оказывает большого влияния.

Согласно изложенному выше, построение траектории полета между подъемом и возвращением, параметры которой можно достаточно произвольно варьировать в широких пределах, не представляет особых трудностей.

Если для получения желаемых изменений скорости используются, как до сих пор предполагалось, отдельные отбрасываемые массы, то, согласно уравнению (1),

$$\Delta m/m = (m_0 - m_1)/m_0 = \Delta v/c$$

или

$$m_0/m_1 = 1 : (1 - \Delta v/c) \qquad (31)$$

где m_0 — масса летательного аппарата перед отбрасыванием и m_1 — масса летательного аппарата после отбрасывания.

Чтобы предупредить мгновенные ударные воздействия на летательный аппарат, а также уменьшить вес устройства для отбрасывания массы, каждую отдельную массу желательно заменить несколькими массами, отбрасываемыми быстро одна за другой В пределе этот процесс приближается к уже обсуждавшемуся в главе I излучению массы, так что тогда

$$dm/m = dv/c,$$

или в общем виде

$$\ln m = v/c + C.$$

Если m_0 и v_0 обозначают массу и скорость в начале изменен и скорости, а m_1 и v_1 — в конце изменения скорости, то

$$\ln m_0 = (v_0/c) + C; \qquad \ln m_1 = v_1/c + C;$$

следовательно,

$$\ln (m_0/m_1) = (v_0 - v_1)/c = \Delta v/c, \text{ и}$$

$$m_0/m_1 = e^{\Delta v/c}. \qquad (32)$$

Так как при этом никогда не происходит увеличения массы и всегда речь идет только об ее уменьшении, то знак Δv сказывается не на величине массы, а лишь на направлении отбрасывания или излучения [истечения].

При небольших значениях $\Delta v/c$ результаты вычисления по формулам (31) и (32) мало отличаются друг от друга, однако при больших значениях излучение оказывается значительно более

выгодным по сравнению с однократным отбрасыванием. Например, для

$$\Delta v/c = 0{,}1 \qquad 1 : (1 - 0{,}1) = 1{,}11, \qquad e^{0{,}1} = 1{,}105;$$

$$\Delta v/c = 0{,}5 \qquad 1 : (1 - 0{,}5) = 2{,}0, \qquad e^{0{,}5} = 1{,}65;$$

$$\Delta v/c = 0{,}9 \qquad 1 : (1 - 0{,}9) = 10{,}0, \qquad e^{0{,}9} = 2{,}46;$$

$$\Delta v/c = 1{,}0 \qquad 1 : (1 - 1) = \infty, \qquad e^{1{,}0} = 2{,}72.$$

Чтобы определить продолжительность свободного полета, т. е. время движения с момента окончания действия собственного ускорения до момента первого входа в атмосферу, пренебрежем заведомо незначительным влиянием вращения Земли и, кроме того, примем, что r_2 совпадает с r_1. Тогда время полета распадается на два слагаемых:

I) время t_{I} от момента окончания действия собственного ускорения при $r_1 = 8490$ км до момента начала движения по эллипсу возвращения при $r_3 = 800\,000$ км;

II) время t_{II} движения по эллипсу возвращения от апогея с наибольшим радиусом $r_3 = 800\,000$ км до перигея с наибольшим радиусом $r_a = 6455$ км.

Время t_{I} равно времени падения тела, брошенного без начальной скорости с высоты $r_3 = 800\,000$ км до высоты $r_1 = 8490$ км. При этом скорость v на произвольной высоте вычисляется из уравнения (27)

$$v = \sqrt{2g_0 r_0^2 \frac{r_3 - r}{r \cdot r_3}},$$

или, так как при этом $v = -dr/dt$, то

$$-\frac{dr}{dt} = \sqrt{\frac{2g_0 r_0^2}{r_3}} \sqrt{\frac{r_3 - r}{r}};$$

$$-\sqrt{\frac{2g_0 r_0^2}{r_3}}\, t = \int \frac{\sqrt{r}\, dr}{\sqrt{r_3 - r}} + C;$$

$$-\sqrt{\frac{2g_0 r_0^2}{r_3}}\, t = -\sqrt{r (r_3 - r)} + r_3 \arcsin \sqrt{\frac{r}{r_3}} + C;$$

при $r = r_3$,

$$0 = 0 + r_3 (\pi/2) + C;$$

следовательно, в общем виде

$$\sqrt{\frac{2g_0 r_0^2}{r_3}}\, t = \sqrt{r (r_3 - r)} + r_3 \left(\frac{\pi}{2} - \arcsin \sqrt{\frac{r}{r_3}}\right)$$

и при $r = r_1$

$$t_1 = \sqrt{\frac{r_3}{2g_0 r_0^2}} \left[\sqrt{r_1 (r_3 - r_1)} + r_3 \left(\frac{\pi}{2} - \arcsin \sqrt{\frac{r}{r_3}}\right)\right].$$

Для больших по сравнению с r_1 значений r_3 можно положить

$$\arcsin\sqrt{\frac{r_1}{r_3}} = \sqrt{\frac{r_1}{r_3}},$$

так что

$$t_1 = \sim\sqrt{\frac{r_3}{2g_0r_0^2}}\left[\sqrt{r_1(r_3-r_1)} + r_3\left(\frac{\pi}{2} - \sqrt{\frac{r_1}{r_3}}\right)\right];$$

следовательно,

$$t_{\rm I} = \sqrt{\frac{800\,000}{800\,000}}\left[\sqrt{8490\,(800\,000-8490)} + \right.$$
$$\left. + 800\,000\left(\frac{3{,}1416}{2} - \sqrt{\frac{8490}{800\,000}}\right)\right] =$$
$$= 1\cdot[81\,900 + 1\,174\,400] = 1\,256\,300c = \sim 349 \text{ ч}.$$

Время $t_{\rm II}$ прохождения половины длины эллипса получается из закона площадей (уравнение (18a)):

$$t_{\rm II} = ab\pi/v_3r_3,$$

где

$$a = (r + r_a)/2 = (800\,000 + 6455) : 2 = 403\,227 \text{ км}$$

и

$$b = \frac{v_3r_3}{\sqrt{\dfrac{2g_0r_0^2}{r_3} - v_3^2}} = \frac{0{,}09\cdot800\,000}{\sqrt{\dfrac{800\,000}{800\,000} - 0{,}09^2}} = 72\,400 \text{ км},$$

так что

$$t_{\rm II} = (403\,227\cdot72\,400\cdot\pi) : (0{,}09\cdot800\,000) = 1272\,000 \text{ с} = \sim354 \text{ ч}.$$

Таким образом, полная продолжительность свободного полета $t_{\rm I} + t_{\rm II} = 349 + 354 = 703$ ч $= 29^1/_3$ сут, а весь полет, включая взлет и посадку, продолжается в течение

$$703 + 22{,}6 = 725{,}6 \text{ ч} = 30\ 1/5 \text{ сут},$$

т. е. около месяца.

Приведенные выше вычисления позволяют получить более точную оценку веса летательного аппарата G_1, который предварительно был принят равным 2 т. Этот вес должен включать в себя:

a) вес находящихся в летательном аппарате людей вместе с предметами личного пользования;

b) вес запаса твердой и жидкой пищи;

c) вес запаса топлива, необходимого для поддержания теплового режима;

d) вес запаса кислорода, необходимого для дыхания и горения;

e) вес емкостей, служащих для хранения указанных запасов;

f) вес устройств, необходимых для обогрева, вентиляции и удаления отбросов, а также для измерений и прочих наблюдений;

g) вес используемых для планирующего полета поверхностей, состоящих из тормозной поверхности, несущей поверхности, руля высоты и носового конуса летательного аппарата, вместе с необходимым силовым набором;

h) собственный вес стенок летательного аппарата;

i) вес устройства для отбрасывания корректировочных масс вместе с зарядами.

[*Примечания*]

К п. а) Два человека среднего роста вместе с одеждой и прочими предметами личного пользования весят самое большое

$$2 \cdot 100 = 200 \text{ кг}$$

К п. b) Суточная потребность человека в соответствующем образом выбранной твердой пище и воде составляет приблизительно 4 кг. Следовательно, для двух людей в течение месяца

$$2 \cdot 30 \cdot 4 = 240 \text{ кг}$$

Всего 440 кг

К п. с). Так как летательный аппарат может отдавать свое тепло не путем теплопроводности, а только за счет излучения в космическое пространство, то потеря тепловой энергии, по всей вероятности, будет не больше, чем у так называемого вакуумного сосуда (термоса) такой же величины и конструкции, т. е. при блестящей поверхности она очень мала. Если, кроме того, поворачиваемая к Солнцу внешняя поверхность полностью или частично окрашена в черный цвет, так что она сильно поглощает тепловое излучение Солнца, то, вероятно, внутреннюю температуру можно поддерживать на допустимом уровне без дополнительных искусственных вспомогательных средств. Чтобы учесть при расчете наиболее неблагоприятный случай, теплоотдачу все же будем определять приблизительно так, как будто она происходит также и за счет теплопроводности, а не только за счет излучения. Тогда потеря тепловой энергии в течение часа $V = \Delta t \cdot f \varphi$, где Δt — разность температур, внутри и снаружи, f — величина разделяющей поверхности и φ — зависящее от свойств разделяющей поверхности количество тепла в килокалориях, передаваемое в течение 1 ч через поверхность площадью 1 м^2 при разности температур 1° (1 ккал — это количество тепла, которое необходимо для нагревания 1 кг воды на 1°). Облицовка стенок летательного аппарата хорошим изоляционным материалом, который одновременно должен быть возможно более легким (например, торфяными плитами), гарантирует получение коэффициента теплопередачи $\varphi = 0{,}5$. Площадь поверхности летательного аппарата f следует делать как можно меньшей. Из всех тел одинакового объема наименьшей поверхностью обладает сфера. Так как из-за других причин минимальный размер летательного аппарата должен

составлять приблизительно 1,5 м (см. рис. 13), а объем для двух человек и необходимых запасов в целом все же не должен быть меньше 4,5 м^3, то, вместо сферы, можно выбрать эллипсоид вращения диаметром 1,6 м и длиной 3,4 м, объем которого равен 4,55 м^3 и поверхность f = 14,45 м^2. Внутренняя температура пусть будет + 10°C; если, кроме того, принять, что стенка летательного аппарата, подверженная воздействию солнечного излучения, имеет наружную температуру приблизительно + 70°, а наружная температура противоположной стенки соответствует температуре космического пространства и составляет около — 270°C, то средняя температура снаружи равна приблизительно — 100°C, и разность температур внутри и снаружи Δt = 110°. Тогда часовая потеря тепловой энергии составляет $V = 110 \cdot 14{,}15 \cdot 0{,}5 = 800$ ккал и суточная потеря тепловой энергии $24 \cdot 800 = 19\,000$ ккал. Эти тепловые потери должны быть скомпенсированы сжиганием соответствующего количества топлива. Наибольшей теплотворной способностью, равной 11 000 ккал/кг, обладает керосин, так что суточная потребность в топливе составляла бы самое меньшее 19 000 : : 11 000 = 1,7 кг. С учетом сказанного в п. d) принимается, что расход топлива равен 2 кг/сут, т. е. за 30 дней $30 \cdot 2 = 60$ кг.

К п. d) Так как для сжигания 1 кг керосина требуется 2,7 кг кислорода, то для этого в сутки необходимо расходовать $2 \cdot 2{,}7 = 5{,}4$ кг кислорода; кроме того, одному человеку для дыхания нужно приблизительно 0,6 кг в сутки, а двум — соответственно 1,2 кг, так что суточный расход кислорода для горения и дыхания составляет 5,4 + 1,2 = 6,6 кг. Таким образом, суммарная потребность в кислороде $30 \cdot 6{,}6 = 200$ кг.

Кислород следует брать на борт в жидком состоянии в вакуумных сосудах, так как при хранении в сжатом газообразном состоянии емкости, содержащие кислород, должны были бы выдерживать очень большое внутреннее давление и вследствие этого иметь очень толстые стенки, а значит, и большой собственный вес. Однако жидкий кислород имеет температуру около —190°, если предположить, что для перехода из жидкого состояния в газообразное требуется теплота парообразования 500 ккал/кг и для нагревания газообразного кислорода с теплоемкостью 0,27 от —190° до +10° еще $0{,}27 \cdot 200 = 54$ ккал/кг, то всего для использования требующихся ежесуточно 6,6 кг кислорода необходимо $6{,}6 \cdot 554 = 3560$ ккал/сут. Для удовлетворения этой потребности достаточно 3560 : 11 000 ≐ 0,3 кг керосина. Таким образом, определенный в п. c) расход топлива, равный 1,7 кг/сут, увеличивается на 0,3 кг/сут и составляет 2,0 кг/сут, так что указанное в п. c) суммарное количество достаточно для всех случаев.

К п. e) Для емкостей, служащих для хранения запасов, можно принять, что вес емкостей с жидким кислородом (вакуумных сосудов) составляет 0,4 и с прочими запасами 0,2 от веса заключенного в них суммарного количества, т. е. вес емкостей в целом равен $200 \cdot 0{,}4 + (240 + 60) \cdot 0{,}2 = 140$ кг.

К п. f) Для сконструированных соответствующим образом устройств для сжигания керосина, для вентиляции и удаления отбросов, приборов для измерения времени, углов и расстояний, а также для прочих наблюдений будет достаточен общий вес 200 кг.

К п. g) Необходимые для планирующего полета поверхности состоят из тормозной поверхности площадью $F = 6$ м², несущей поверхности $F_0 = 59$ м², руля высоты площадью 5 м² (целесообразно также иметь руль направления), носового конуса летательного аппарата с диаметром основания приблизительно 1,6 м и образующей длиной 4 м, который для уменьшения веса и теплоотдачи должен быть выполнен отдельно от собственно летательного аппарата. Площадь боковой поверхности конуса $1{,}6\,\pi \cdot 4{,}0 : 2 = 10$ м², так что в сумме получается $6 + 59 + 5 + 10 = 80$ м², при весе единицы поверхности 6 кг/м² = 240 кг [8].

К п. h) Согласно п. с) поверхность стенок летательного аппарата составляет 14,45 м²; вес единицы площади стенки вместе с теплоизоляцией можно принять равным 50 кг/м², так что всего получаем $14{,}45 \cdot 50 = 780$ кг.

К п. i) Устройство для отбрасывания масс пусть весит 200 кг. Так, что общий вес без зарядов получается 2260 кг.

Если пренебречь постепенным уменьшением веса в процессе полета вследствие расходования запасов и вес каждого из трех корректировочных зарядов принять равным 1/10 вычисленного полного веса, то окажется, что начальный вес после прекращения действия собственного ускорения $G = 2260 \cdot 1{,}1^3 = 3000$ кг.

Таким образом, вес зарядов, которые необходимо иметь на борту, равен 3000—2260 = 740 кг.

В начале планирующего полета все запасы зарядов, пищи, керосина и кислорода израсходованы, поэтому остающийся конечный вес

$$G_1' = 3000 - 740 - 240 - 60 - 200 = 3000 - 1240 = 1760 \text{ кг}.$$

Следовательно, получающийся конечный вес при посадке даже несколько меньше 2 т, которые были приняты в главе II. Начальный же вес приблизительно в 1,5 раза больше принятой в главе I величины; это означает, что в период действия собственного ускорения должна быть излучена [отброшена] движущая масса, также в 1,5 раза превышающая приведенную в главе I величину, т. е. линейные размеры на рис. 4 при прочих равных условиях увеличились бы в $\sqrt[3]{1{,}5}$ раза. Если одновременно с этим учесть влияние сопротивления воздуха при подъеме, которое, согласно исследованиям, проведенным в конце главы I, сделало бы необходимым увеличение начальной массы в 933 : 825 раза, то требующееся возрастание линейных размеров на рис. 4 вычисляется по

формуле

$$\sqrt[3]{1{,}5\,\frac{933}{825}} = \sqrt[3]{1{,}69} = 1{,}192,$$

так что при $c = 2000$ м/с и $ac = 30$ м/с²

высота башни $27 \cdot 1{,}192 = \sim 32$ м,

диаметр нижнего основания башни $18{,}7 \cdot 1{,}192 = \sim 22$ м,

диаметр верхнего основания башни $0{,}65 \cdot 1{,}192 = \sim 0{,}77$ м

и полный вес в начале подъема должен составлять

$$G_0 = G_1\, m_0/m_1 = 3 \cdot 933 = 2799 \text{ т.}$$

Наличие только одного устройства для отбрасывания массы, которое обусловлено необходимостью экономить вес, предполагает, что летательный аппарат можно произвольно поворачивать в зависимости от выбранного направления отбрасываемой массы. Это возможно, если часть находящихся в летательном аппарате масс вращается в противоположном направлении, например, в результате того, что экипаж летательного аппарата перемещается по кругу вдоль его внутренних стенок с помощью встроенных специально для этой цели перекладин. Если при этом живые массы m_l движутся с угловой скоростью ω_l на среднем расстоянии x_l от центра тяжести летательного аппарата и мертвые массы m_l вращаются в противоположном направлении с угловой скоростью ω_t на среднем расстоянии x_t от центра тяжести, то согласно общему закону площадей статический момент количества движения ($\Sigma\, mv$) — или кинетический момент — всего тела должен оставаться равным нулю:

$$\Sigma\, mvx = 0$$

или, так как $v = x\omega$,

$$\Sigma\, m\omega x^2 = 0$$

или

$$m_t\omega_t x_t^2 = m_l\omega_l x_l^2;$$

следовательно,

$$\omega_t/\omega_l = (m_l x_l^2)/(m_t x_t^2), \qquad (33)$$

т. е. угловые скорости обратно пропорциональны моментам инерции вращающихся навстречу друг другу масс. Если принять, что общий вес экипажа составляет 140 кг, так что в качестве мертвого веса летательного аппарата в самом неблагоприятном случае (в начале свободного полета) остается 3000—140 = 2860 кг, то при указанных на рис. 17 средних расстояниях от центра тяжести получается

$$\omega_t/\omega_l = (140 \cdot 0{,}5^2) : (2860 \cdot 1{,}2^2) = \sim 1/120.$$

Следовательно, чтобы вызвать полный оборот летательного аппарата, его обитатели должны проделать приблизительно 120 кругов вдоль стенок аппарата; для $^1/_2$ оборота это необходимо сделать 60 раз, для $^1/_4$ оборота — 30 раз и т. д. Так как при этом в руках и ногах возникает некоторое подобие ощущения тяжести, то это ощущение при перемещении будет вносить приятное разнообразие в обычное существование экипажа в условиях невесомости. Если люди перемещают свои центры тяжести со скоростью 0,5 м/с, то для совершения замкнутого круга им потребуется $1{,}0\pi/0{,}5 = 6$ с, т. е. на $^1/_4$ оборота летательного аппарата затрачивается

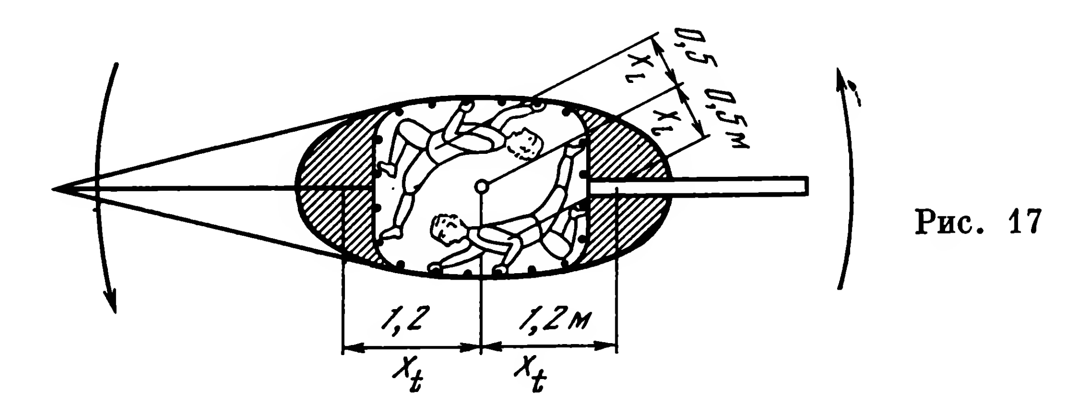


Рис. 17

$30 \cdot 6 = 180$ с. Так как на расстоянии $r_2 = 40\,000$ км от центра Земли, на котором производится первая корректировка движения, орбитальная скорость составляет приблизительно 4,46 км/с, будет пройден путь $4{,}46 \cdot 180 = 800$ км, прежде чем поставленный до этого поперек летательный аппарат перейдет в положение, соответствующее требуемому изменению скорости Δv_2 (по движению или против движения в зависимости от знака перед Δv_2). Это отклонение, равное 800 км, невелико по сравнению со всем расстоянием 40 000 км.

Аналогичным образом может быть осуществлен поворот вокруг главной оси эллипсоида, имеющий особенно важное значение для правильной установки несущих поверхностей перед началом планирующего полета, однако он будет происходить быстрее, поскольку в этом случае мертвые массы летательного аппарата менее удалены от оси вращения.

В заключение этой главы для полноты изложения дадим краткий вывод законов движения под влиянием силы тяготения, которые ранее уже неоднократно использовались и будут еще чаще использоваться в дальнейшем.

1. *Наблюдаемое явление*: планеты движутся вокруг Солнца по приблизительно круговым орбитам.

2. Если тело массы m движется по круговой орбите радиуса r с орбитальной скоростью v, то, в соответствии с рис. 18, его центростремительное ускорение dv_r/dt, направленное к центру круга, вычисляется следующим образом.

Путь, пройденный за очень небольшой промежуток времени, задан составляющими

$\Delta x = v\Delta t$ или $\Delta t = \Delta x/v$

и

$$\Delta y = dv_r/dt\cdot(\Delta t)^2/2 = dv_r/dt\cdot(\Delta x)^2/2v^2;$$

кроме того, из подобия прямоугольных треугольников с углом $\Delta\varphi$ следует

$$\Delta y = \Delta x/2\cdot\Delta x/r = (\Delta x)^2/2r.$$

В результате сравнения двух выражений для Δy получаем уравнение

$$dv_r/dt = v^2/r$$

или, если считать, что центростремительное ускорение вызывается центральной силой P,

$$P = -m\cdot v^2/r \qquad (34)$$

(знак минус стоит потому, что P направлено к центру, т. е. противоположно r).

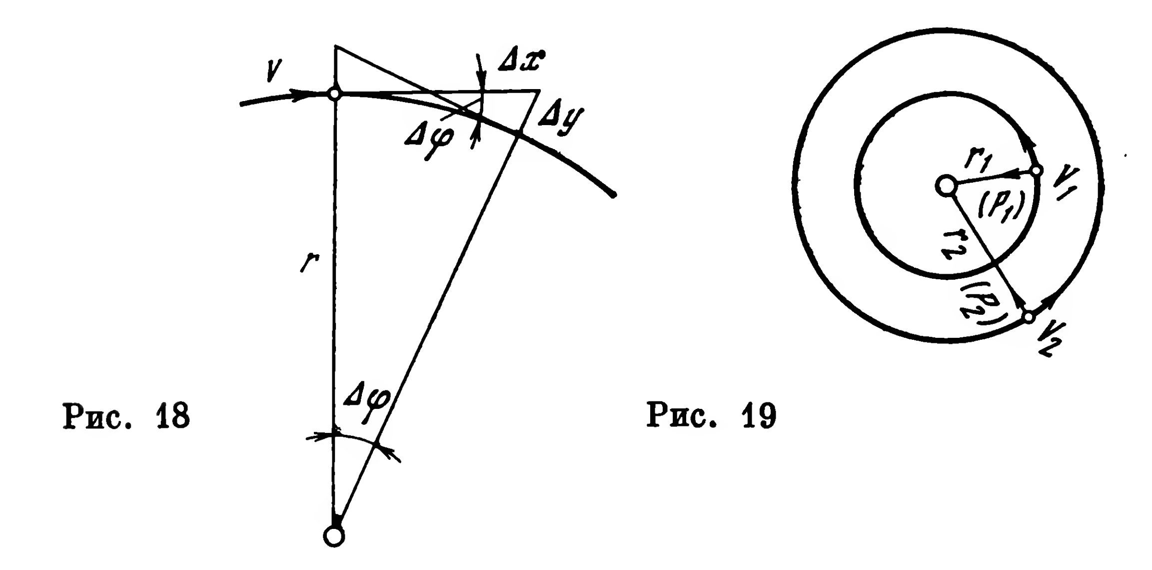


Рис. 18

Рис. 19

3. *Наблюдаемое явление*: квадраты времен обращения T_1 и T_2 двух планет относятся, как кубы их расстояний r_1 и r_2 от Солнца (рис. 19). Таким образом,

$$T_1^2/T_2^2 = r_1^3/r_2^3.$$

Если v_1 и v_2 соответствующие орбитальные скорости, то

$$T_1 = 2r_1\pi/v_1;\quad T_2 = 2r_2\pi/v_2,$$

откуда

$$(r_1^2/v_1^2)\cdot(v_2^2/r_2^2) = r_1^3/r_2^3$$

или

$$v_2^2/v_1^2 = r_1/r_2. \qquad (35)$$

4. Из уравнений (34) и (35) следует:

$$P_1/P_2 = (m_1v_1^2/r_1) : (m_2v_2^2/r_2) = (m_1v_1^2r_2)/(m_2v_2^2r_1) = (m_1r_2^2)/(m_2r_1^2);$$

поэтому

$$P_1 = -\mu m_1/r_1^2;\quad P_2 = -\mu m_2/r_2^2$$

(знак минус стоит потому, что P направлено к центру, в то время как r от считывается от центра). Обобщая эти два уравнения, получаем общий закон

тяготения:

$$P = -\mu m/r^2, \qquad (36)$$

где μ — коэффициент пропорциональности, который нужно еще определить для каждого притягивающего центра.

5. Для Солнца, как притягивающего центра, значение μ определяется из того факта, что Земля совершает полный оборот вокруг Солнца за $T_e = 365$ сут при среднем расстоянии $r_e = 149\,000\,000$ км, т. е. ее средняя орбитальная скорость

$$v_e = 2r_e\pi/T_e = (2\cdot149\,000\,000\cdot\pi) : (365\cdot86\,400) = 29{,}7 \text{ км/с},$$

так что, согласно уравнениям (34) и (36),

$$-P = m_e\cdot v_e^2/r_e = \mu\cdot m_e/r_e^2$$

или

$$\mu = v_e^2 r_e = 29{,}7\cdot149\cdot10^6;$$

$$\mu = 132\cdot10^9 \text{ км}^3/\text{с}^2. \qquad (37)$$

6. Для Земли как притягивающего центра μ определяется из того факта, что Луна совершает полный оборот вокруг Земли за 28 суток на расстоянии $r_m = 392\,000$ км, т. е. ее орбитальная скорость

$$v_m = (2r_m\pi)/T_m = (2\cdot392\,000\cdot\pi) : (28\cdot86\,400) = 1{,}01 \text{ км/с},$$

так что

$$\mu = v_m^2 r_m = 1{,}01^2\cdot392\,000 = 400\,000 \text{ км}^3/\text{с}^2. \qquad (38)$$

7. Следовательно, согласно уравнению (36), центральная сила на земной поверхности при $r_0 = 6380$ км:

$$P_0 = \mu m/r_0^2 = (400\,000\cdot m) : 6380^2$$

или центростремительное ускорение

$$g_0 = \mu/r_0^2 = 400\,000 : 6380^2 = 0{,}0098 \text{ км/с}^2 = 9{,}8 \text{ м/с}^2.$$

Эта величина есть не что иное, как земное ускорение падения, или ускорение силы тяжести, которое может быть установлено в результате наблюдений за свободным падением. Из этой величины также можно было бы непосредственно получить

$$\mu = g_0 r_0^2 = 0{,}0098\cdot6380^2 = 400\,000 \text{ км}^3/\text{с}^2.$$

8. *Закон площадей*. Для всякого центрального движения, т. е. движения материальной точки под действием силы P, всегда направленной в сторону постоянного центра, справедливо следующее.

На расстоянии r_1 орбитальная скорость v_1 изменяется по величине и направлению вследствие центростремительного ускорения, вызванного силой P_1. Новую скорость v_2 можно представить в виде диагонали параллелограмма скоростей. Согласно рис. 20, площадь, которую описывает радиус-вектор r в единицу времени, вычисляется по формулам:

при орбитальной скорости v_1

$$dF_1/dt = (r_1 v_1 \sin\varphi_1)/2;$$

при орбитальной скорости v_2

$$dF_2/dt = (r_1 v_1 \sin \varphi_1)/2.$$

Точно так же орбитальную скорость v_3, образующуюся в следующей точке на расстоянии r_2 из v_2 и центростремительного ускорения вследствие P, можно представить в виде диагонали параллелограмма скоростей. Тогда

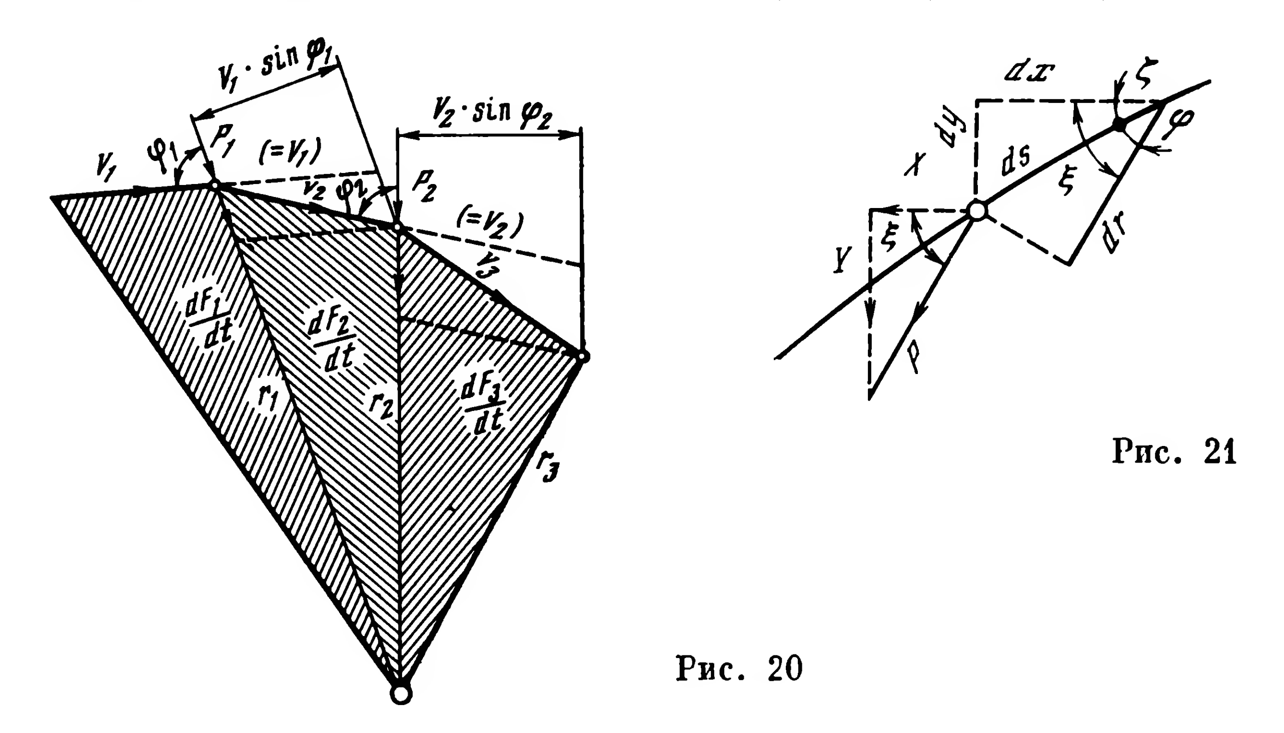


Рис. 21

Рис. 20

площадь, описываемая радиусом-вектором r в единицу времени, вычисляется по формулам:

при орбитальной скорости v_2

$$dF_2/dt = (r_2 v_2 \sin \varphi_2)/2;$$

при орбитальной скорости v_3

$$dF_3/dt = (r_2 v_2 \sin \varphi_2)/2.$$

Отсюда следует, что

$$dF_1/dt = dF_2/dt = dF_3/dt \tag{39}$$

постоянно, т. е. радиус-вектор в равные промежутки времени описывает равные площади.

9. *Теорема работы.* В каждой точке орбиты силу P можно разложить, согласно рис. 21, на две составляющие X и Y с фиксированными направлениями, так что

$$X = m \cdot dv_x/dt; \quad Y = m \cdot dv_y/dt; \quad dx/dt = v_x; \quad dy/dt = v_y;$$

отсюда

$$X dx = m v_x dv_x; \quad Y dy = m v_y dv_y;$$

$$\int X dx = \frac{m v_x^2}{2} - \frac{m v_{ax}^2}{2}; \quad \int Y dy = \frac{m v_y^2}{2} - \frac{m v_{ay}^2}{2}.$$

Так как

$$v^2 = v_x^2 + v_y^2,$$

для двух точек с орбитальными скоростями v_a и v

$$\int X\,dx + \int Y\,dy = \frac{mv^2}{2} - \frac{mv_a^2}{2}.$$

Кроме того, согласно рис. 21,

$X = P\cos\xi$; $dx = ds\cos\zeta$;

$Y = P\sin\xi$; $dy = ds\sin\zeta$; $ds = dr/\cos\varphi$;

следовательно,

$$\int P(\cos\xi\cdot\cos\zeta + \sin\xi\cdot\sin\zeta)\frac{dr}{\cos\varphi} = \frac{mv^2}{2} - \frac{mv_a^2}{2}$$

и так как

$$\cos\xi\cdot\cos\zeta + \sin\zeta\cdot\sin\xi = \cos(\xi - \zeta) = \cos\varphi,$$

то

$$\int P dr = \frac{mv^2}{2} - \frac{mv_a^2}{2}. \qquad (40)$$

10. *Приложение к произвольному движению под воздействием силы тяготения.* Если изображенная на рис. 22 точка Z — притягивающий центр, v_a — орбитальная скорость тела на его наименьшем расстоянии, r_a и v — орбитальная скорость на произвольном расстоянии r, проекция которой на радиус-вектор есть dr/dt, а на направление, перпендикулярное радиусу-вектору, $rd\varphi/dt$, то, согласно уравнению (36), выражающему закон тяготения,

$$P = -\mu m/r^2;$$

согласно уравнению (40), выражающему теорему работы

$$\int Pdr = -\mu m\int\frac{dr}{r^2} = \frac{mv^2}{2} - \frac{mv_a^2}{2}$$

или

$$\mu/r + C = v^2/2 - v_a^2/2.$$

При $r = r_a$

$$\mu/r_a + C = 0;$$

следовательно,

$$\mu/r - \mu/r_a = v^2/2 - v_a^2/2$$

или

$$v^2 = v_a^2 + 2\mu/r - 2\mu/r_a; \qquad (41)$$

согласно уравнению (39), выражающему закон площадей,

$$(v_a\Delta t r_a)/2 = (r + dr/dt\Delta t)r/2\cdot d\varphi/dt\Delta t;$$

отсюда

$$d\varphi/dt = (v_a r_a) : (r^2 + r dr/dt\Delta t)$$

или, при $\Delta t = dt = 0$,

$$d\varphi/dt = v_a r_a/r^2; \qquad (42)$$

по теореме Пифагора

$$(v\Delta t)^2 = (dr/dt\cdot\Delta t)^2 + (r\cdot d\varphi/dt\cdot\Delta t)^2$$

или

$$v^2 = (dr/dt)^2 + (r\cdot d\varphi/dt)^2 = (dr/dt)^2 + v_a^2 r_a^2/r^2.$$

В результате сравнения с уравнением (41)

$$(dr/dt)^2 = v_a^2 + 2\mu/r - 2\mu/r_a - v_a^2 r_a^2/r^2;$$

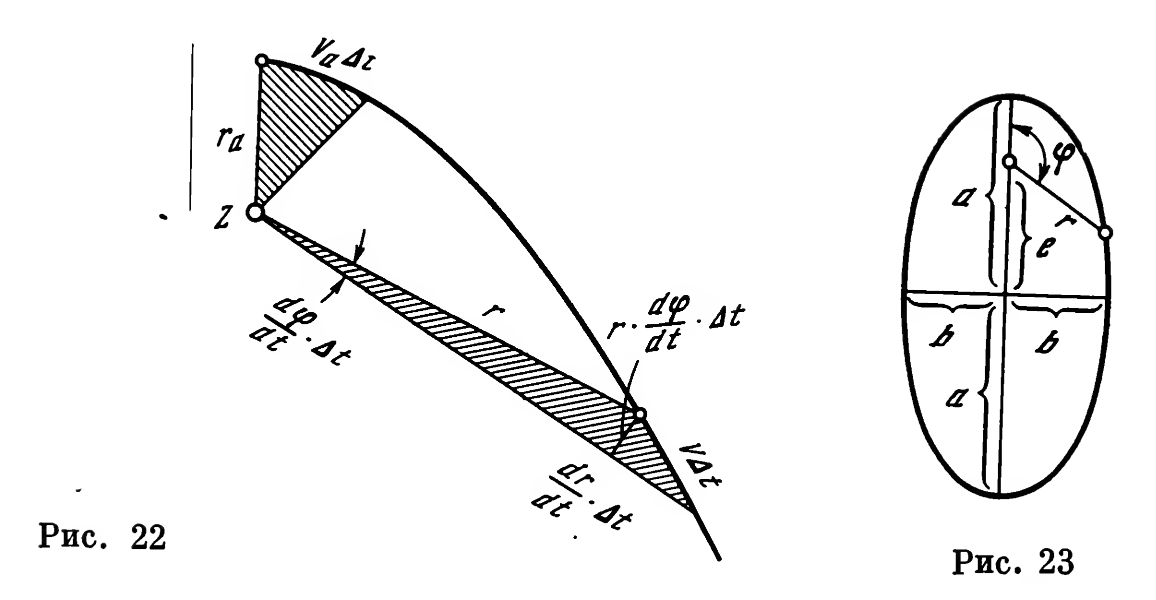


Рис. 22

Рис. 23

далее, из уравнения (42)

$$(d\varphi/dt)^2 = v_a^2 r_a^2/r_4;$$

следовательно,

$$(dr/d\varphi)^2 = r^4/v_a^2 r_a^2 (v_a^2 - 2\mu/r_a + 2\mu/r - v_a^2 r_a^2/r^2)$$

или

$$\frac{dr}{d\varphi} = r\sqrt{\frac{v_a^2 - \frac{2\mu}{r_a}}{v_a^2 r_a^2} r^2 + \frac{2\mu}{v_a^2 r_a^2} r - 1} \tag{43}$$

11. *Уравнение эллипса* (рис. 23)

$r = b^2/(a + e\cos\varphi)$; где $e^2 = a^2 - b^2$; $dr/d\varphi = (b^2 e\sin\varphi)/(a + e\cos\varphi)^2$.

Сюда можно подставить

$$b^2/(a + e\cos\varphi)^2 = r^2/b^2$$

и

$$e\sin\varphi = \sqrt{e^2 - e^2\cos^2\varphi};$$

кроме того,

$$e^2\cos^2\varphi = \left(\frac{b^2}{r} - a\right)^2 = \frac{b^4}{r^2} - \frac{2ab^2}{r} + a^2,$$

$$e\sin\varphi = \sqrt{e^2 - a^2 + \frac{2ab^2}{r} - \frac{b^4}{r^2}} = \sqrt{-b^2 + \frac{2ab^2}{r} - \frac{b^4}{r^2}}.$$

Следовательно,

$$\frac{dr}{d\varphi}=\frac{r^2}{b^2}\sqrt{-b^2+\frac{2ab^2}{r}-\frac{b^4}{r^2}},$$

или

$$\frac{dr}{d\varphi}=r\sqrt{-\frac{1}{b^2}r^2+\frac{2a}{b^2}r-1}, \qquad (44)$$

12. Из сравнения уравнений (43) и (44) для $dr/d\varphi$ следует, что орбита тела, движущегося согласно закону всемирного тяготения (уравнение (36)), представляет собой эллипс, для которого

$$-1/b^2 = (v_a^2 - 2\mu/r_a) : (v_a^2 r_a^2)$$

и

$$2a/b^2 = 2\mu/v_a^2 r_a^2;$$

следовательно,

$$a = \mu : (2\mu/r_a - v_a^2). \qquad (45)$$

Далее,

$$b^2 = av_a^2 r_a^2/\mu = (v_a^2 r_a^2) : (2\mu/r_a - v_a^2),$$

откуда

$$b = v_a r_a \sqrt{\frac{a}{\mu}} = \frac{v_a r_a}{\sqrt{\frac{2\mu}{r_a} - v_a^2}}; \qquad (46)$$

кроме того,

$$e^2 = a^2 - b^2 = a^2 - a/\mu \cdot v_a^2 r_a^2.$$

Если ввести сюда дополнительный член

$$0 = +2ar_a - 2ar_a,$$

то получится:

$$e^2 = a^2 - 2ar_a + r_a^2 a/\mu\ (2\mu/r_a - v_a^2),$$

а так как

$$1/\mu\ (2\mu/r_a - v_a^2) = 1/a,$$

то

$$e^2 = a^2 - 2ar_a + r_a^2 = (a - r_a)^2.$$

Следовательно,

$$e = \pm (a - r_a),$$

т. е. фокус эллипса (см. рис. 23) совпадает с центром притяжения Z (см. рис. 22).

13. Пока $2\mu/r_a - v_a^2 > 0$, величина a остается положительной и b действительной, т. е. орбита остается эллиптической.

Если $2\mu/r_a - v_a^2 = 0$, то $a = \infty$ и $b = \infty$, т. е. орбита становится параболической.

Если $2\mu/r_a - v_a^2 < 0$, то a становится отрицательным и b мнимым, т. е. орбита принимает вид гиперболы.

Если выполняется условие $a = r_a$, то должно быть справедливым равенство [из (45)] $r_a = \mu r_a : (2\mu/r_a - v_0^2)$, или

$$2\mu - v_a^2 r_a = \mu; \quad v_a^2 = \mu/r_a;$$

в этом случае орбита является круговой.

14. *Время обращения* по эллиптической орбите вычисляется по закону площадей, из уравнения (39):

$$dF/dt = v_a r_a/2 = \text{const},$$

откуда

$$F = v_a r_a/2 \cdot t = ab\pi;$$
$$t = 2ab\pi/v_a r_a. \quad (47)$$

Если согласно уравнению (46) подставить величину

$$b = v_a r_a \sqrt{\frac{a}{\mu}},$$

то получится

$$t = 2a\pi \sqrt{\frac{a}{\mu}} = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}}. \quad (48)$$

IV. ОБЛЕТ ДРУГИХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

Облет Луны, например с целью изучения ее обратной, неизвестной нам стороны, будет мало отличаться от исследованного в главе III свободного полета в космическом пространстве до тех пор, пока к Луне не приблизятся настолько, что сила ее притяжения станет оказывать заметное влияние наряду с земным притяжением (при одинаковом расстоянии она составляет примерно лишь 1/80 часть силы притяжения Земли). Так как в течение 30 суток полета Луна также совершает приблизительно один оборот вокруг Земли, то в данном случае речь идет не об облете в собственном смысле этого слова, а о пересечении орбит, которое может быть осуществлено примерно так, как это показано на рис. 24, где E обозначает Землю, M — Луну, F — летатальный аппарат, а индексы соответствуют последовательным положениям Луны и летательного аппарата в одни и те же моменты времени. Поэтому наибольшее расстояние до Луны составляет приблизительно половину максимального удаления от Земли — следовательно, максимальное притяжение Луны равно примерно 4/80 = 1/20 земного притяжения в тот же момент времени. Здесь нет необходимости в дальнейшем исследовании его влияния.

До сих пор при рассмотрении принималось во внимание только земное притяжение, а притяжение Солнца не учитывалось, поскольку летательный аппарат принимает участие в орбитальном движении Земли вокруг Солнца, скорость которого составляет около 30 км/с. Строго говоря, это справедливо лишь в тот момент, когда летательный аппарат находится в состоянии покоя относительно Земли, т. е. непосредственно при достижении макси-

мальной высоты подъема r_3, и только в том случае, когда точка покоя лежит на орбите Земли, т. е. на одинаковом с Землей расстоянии от Солнца. Предположим, что летательный аппарат покидает Землю по касательной к ее орбите со скоростью 10 км/с относительно Земли. Тогда его скорость относительно Солнца равна $30 + 10 = 40$ либо $30 - 10 = 20$ км/с в зависимости от того, совпадает ли направление его подъема с направлением движения Земли или противоположно ему. Собственная мгновенная орбита летательного аппарата из-за притяжения Солнца в последнем случае искривлена сильнее, а в первом случае слабее орбиты Земли.

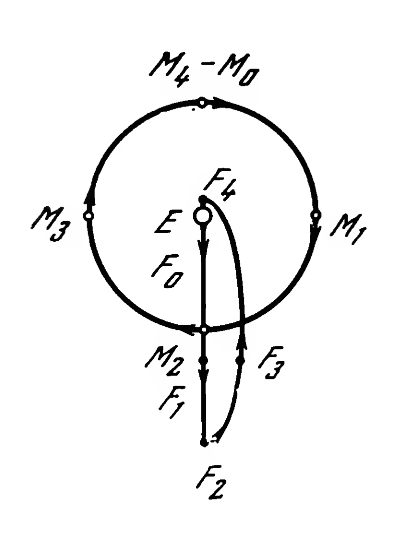


Рис. 24

Но так как скорость летательного аппарата относительно Земли вследствие земного притяжения быстро уменьшается и вычисленное ранее суммарное время подъема составляет всего 15 сут, т. е. приблизительно $^1/_{24}$ периода обращения Земли, орбита летательного аппарата едва ли заметно отличается от орбиты Земли в пределах рассмотренного диапазона. Если же подъем происходит по радиусу орбиты Земли, то в момент достижения высоты подъема r_3 орбитальная скорость летательного аппарата относительно Солнца равна орбитальной скорости Земли, однако расстояние от летательного аппарата до Солнца больше или меньше расстояния от Земли до Солнца в зависимости от того, от Солнца или к Солнцу происходит движение. Мгновенная орбита летательного аппарата вследствие притяжения Солнца в последнем случае опять искривлена сильнее, а в первом случае слабее орбиты Земли. Но так как рассмотренная ранее высота подъема, равная 800 000 км, является небольшой по сравнению с расстоянием до Солнца, которое составляет приблизительно 150 000 000 км, то отличие в пределах рассмотренного небольшого диапазона и в этом случае вряд ли будет заметным. Следовательно, само по себе безразлично, в каком направлении происходит движение от Земли. Однако желательным всегда будет являться направление непосредственно к Солнцу, поскольку для измерения расстояния и скорости необходимо видеть Землю, а при таком направлении обеспечивается видимость всего земного диска и его наиболее яркое освещение. Поэтому примем, что достигнутая в этом направлении точка на высоте $r_3 = 800\,000$ км всегда является исходной для дальнейших исследований, даже если расстояние r_3 считается пренебрежимо малым по сравнению с расстоянием от Солнца.

Если на этом расстоянии r_3 тангенциальная скорость на орбите v_3 равна не 0,09 км/с, как это было в главе III (см. рис. 14), а приблизительно 3 км/с, то под влиянием одного лишь земного притяжения получится не эллиптическая, а очень пологая гипер-

болическая орбита, поскольку теперь

$$(2\mu/r_3) - v_3^2 = (2 \cdot 400\,000) : 800\,000 - 3^2 = -8.$$

Двигаясь по этой орбите с почти неизменяющейся скоростью, летательный аппарат все более выходит из области практически эффективного действия силы земного притяжения и, в конце концов, на него продолжает оказывать влияние только притяжение Солнца (в известной степени летательный аппарат становится похожим на отдельную комету). В исходной точке тангенциальная орбитальная скорость относительно Солнца $v_{\text{I}} = 29{,}7 \pm 3{,}0 = 32{,}7$ или $26{,}7$ км/с в зависимости от того, в каком направлении

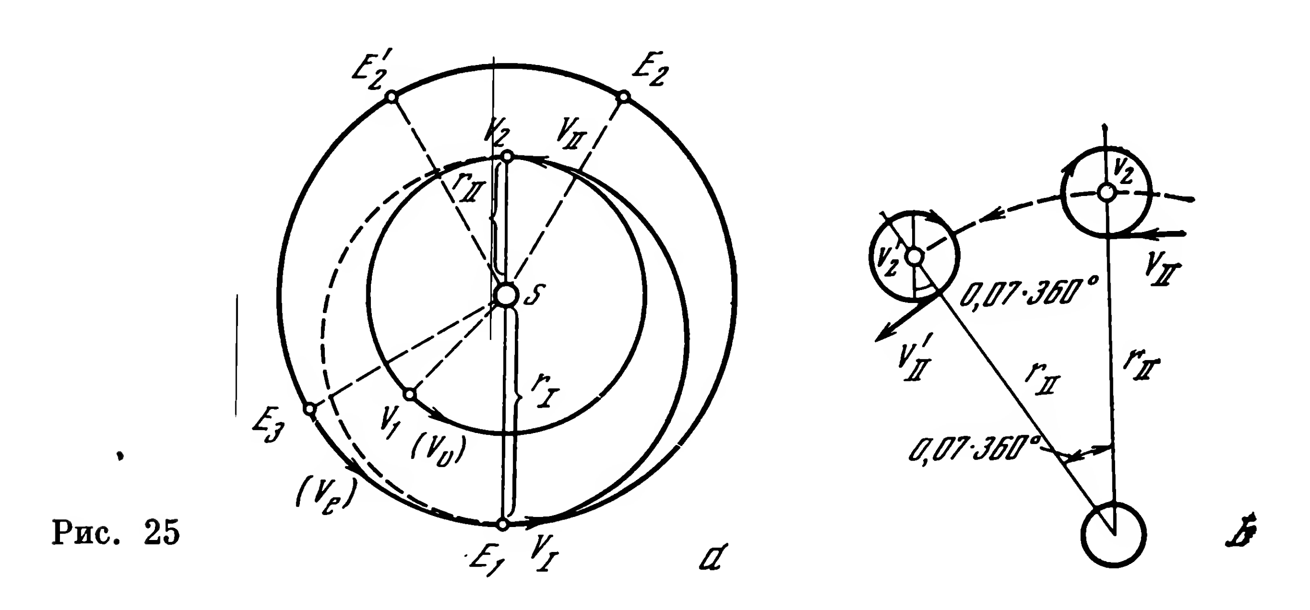


Рис. 25

сообщена скорость v_3: по направлению орбитального движения Земли со скоростью 29,7 км/с или навстречу ему. В обоих случаях летательный аппарат описывает вокруг Солнца эллипс, который в первом случае проходит вне, а в последнем случае — внутри орбиты Земли.

Если описываемый летательным аппаратом эллипс, помимо орбиты Земли с расстоянием от Солнца r_{I}, должен касаться еще и орбиты какой-нибудь планеты с расстоянием от Солнца r_{II} (рис. 25), то большая полуось эллипса

$$a = (r_{\text{I}} + r_{\text{II}})/2;$$

кроме того, согласно уравнению (45),

$$a = \mu/[(2\mu/r_{\text{I}}) - v_{\text{I}}^2];$$

следовательно,

$$(2\mu/r_{\text{I}}) - v_{\text{I}}^2 = 2\mu/(r_{\text{I}} + r_{\text{II}});$$

отсюда

$$v_{\text{I}}^2 = [2\mu/(r_{\text{I}} + r_{\text{II}})]\,(r_{\text{II}}/r_{\text{I}})$$

или

$$v_{\mathrm{I}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\mathrm{I}} + r_{\mathrm{II}}} \frac{r_{\mathrm{II}}}{r_{\mathrm{I}}}} . \qquad (49)$$

Среднее расстояние от Земли до Солнца $r_{\mathrm{I}} = 149\,000\,000$ км; среднее расстояние, например, между Венерой и Солнцем $r_{\mathrm{II}} = 108\,000\,000$ км. Так как, согласно уравнению (37), для Солнца $\mu = 132\,000\,000\,000$ км³/с², для полета в окрестность Венеры необходимо иметь скорость

$$v_{\mathrm{I}} = \sqrt{\frac{264\,000}{257} \frac{108}{149}} = 27{,}3 \text{ км/с}.$$

Однако орбитальная скорость Земли $v_e = 29{,}7$ км/с; следовательно, приращение скорости, которое должно быть сообщено летательному аппарату после достижения им высоты подъема,

$$\Delta v_{\mathrm{I}} = v_{\mathrm{I}} - v_e = 27{,}3 - 29{,}7 = -2{,}4 \text{ км/с}.$$

Это изменение скорости можно получить за счет отбрасывания в тангенциальном направлении корректировочной массы

$$\Delta m = m \Delta v_{\mathrm{I}} / c,$$

где m — масса летательного аппарата перед отбрасыванием и c — скорость истечения. Разумеется, в этом случае уже недостаточно принятое в главе III для корректирующих импульсов значение $c = 1$ км/с; кроме того, однократный импульс требуемой интенсивности носил бы характер внезапного ударного воздействия и мог причинить ущерб летательному аппарату и его обитателям. Поэтому здесь необходимо вернуться к использованному в главе I способу постепенного истечения массы с минимальной скоростью $c = 2$ км/с. Тогда, согласно уравнению (32), отношение полных масс до и после излучения [отбрасывания]

$$m_0/m_1 = c^{\Delta v/c}.$$

Так как во время первоначального движения летательного аппарата рядом с планетой неизбежны возмущения орбиты, то для соответствующей корректировки орбиты следует еще ввести коэффициент надежности *, например $\nu = 1{,}1$. Таким образом,

---

* Эти возмущения орбиты могут быть устранены с помощью излучения массы $dm/dt = -am$ (см. уравнение (1c)), которое направлено на возмущающую планету и равно возмущающему ускорению g силы тяжести, так что на расстоянии x от планеты, согласно уравнениям (1a) и (2),

$$dv/dt = ca = g = g_0 \cdot r_0^2 / x^2 \text{ и } m_0/m = e^{at}.$$

Например, в принятой исходной точке на расстоянии $x = 800\,000$ км от Земли при $g_0 = 9{,}8$ м/с² и $r_0 = 6380$ км

$$ca = 9{,}8 \cdot (6380^2 : 800\,000^2) = 1/16\,000 \text{ м/с}^2$$

и по истечении одних суток, в которых содержится 86 400 с, при условии $c = 2\,000$ м/с

$$at = ca/c \cdot t = 86\,400 : (16\,000 \cdot 2\,000) = 0{,}0270.$$

требующееся соотношение масс:

$$(m_0/m_1)_\mathrm{I} = \nu e^{\Delta v_\mathrm{I}/c} = 1{,}1e^{2{,}4/2{,}0} = 1{,}1e^{1{,}20} = 3{,}65.$$

При этом истечение должно происходить в направлении орбитального движения Земли, т. е. вперед; согласно уравнению (48), время, необходимое для прохождения половины эллипса, $ca = (r_\mathrm{I} + r_\mathrm{II})/2 = 128\,500\,000$ км составляет

$$T_1' = \pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = \sqrt{\frac{128\,500\,000}{132\,000\,000\,000}} = 12\,600\,000 \text{ с} = 146 \text{ сут.}$$

На расстоянии $x = 800\,000$ км от Венеры при $g_0 = 8{,}7$ м/с² и $r_0 = 6\,090$ км

$ca = 8{,}7\cdot(6\,090^2 : 800\,000^2) = 1/20\,000$ м/с²

и

$at = 86\,400 : (20\,000\cdot 2\,000) = 0{,}0216$;

на расстоянии $x = 800\,000$ км от Марса при $g_0 = 3{,}7$ м/с² и $r_0 = 3392$ км

$ca = 3{,}7\cdot(3392^2 : 800\,000^2) = 1/150\,000$

и

$at = 86400 : (150\,000\cdot 2000) = 0{,}00288$.

Каждые последующие сутки сопровождаются увеличением x; следовательно, суточное приращение at уменьшается. В результате вычисления положений планеты и летательного аппарата в более широких масштабах для первых 5 суток получают приблизительно следующие расстояния x и соответствующие им суточные величины at.

Таблица 7

Сутки	Земля		Венера		Марс	
	x, км	at	x, км	at	x, км	at
0	800 000	0,0270	800 000	0,0216	800 000	0,0029
1	850 000	0,0240	850 000	0,0191	900 000	0,0023
2	900 000	0,0213	900 000	0,0170	1 000 000	0,0018
3	1 000 000	0,0173	1 000 000	0,0138	1 200 000	0,0013
4	1 100 000	0,0143	1 200 000	0,0096	1 400 000	0,0009
5	1 200 000	0,0120	1 400 000	0,0070	1 700 000	0,0006
Сумма	$\Sigma at = 0{,}1159$		$\Sigma at = 0{,}0881$		$\Sigma at = 0{,}0098$	

Таким образом после первых пяти суток было бы $\nu = m_0/m = e^{\Sigma at}$: для Земли $\nu = e^{0{,}116} = 1{,}123$; для Венеры $\nu = e^{0{,}088} = 1{,}093$; для Марса $\nu = e^{0{,}01} = 1{,}01$.

При продолжении таблицы до 30 суток — еще более поздние значения $1/x^2$ практически уже не принимаются во внимание — получается: для Земли $\nu = 1{,}185$; для Венеры $\nu = 1{,}120$; для Марса $\nu = 1{,}013$.

Следовательно, указанный выше коэффициент надежности $\nu = 1{,}1$ представляет собой лишь грубое среднее значение, которое при более точных исследованиях следовало бы соответствующим образом уточнять для каждого расстояния от планеты. Коррекцию пути необязательно осуществлять каждую секунду; достаточно это делать один или несколько раз в сутки при соответствующей интенсивности.

Земля движется по своей орбите вокруг Солнца с угловой скоростью 360°/365 сут = 0,987°/сут, Венера — со скоростью 360°/224 сут = 1,607°/сут. Следовательно, в течение 146 суток Земля описывает дугу 146·0,987 = 144°, Венера — дугу 146×1,607 = 234,5°. Чтобы желаемое прохождение летательного аппарата около Венеры действительно состоялось (например, на расстоянии приблизительно 800 000 км от центра Венеры со стороны Солнца), подъем от Земли должен начаться в тот момент, когда Венера находится позади Земли, если смотреть по направлению движения, и угол между ними равен 234,5—180 = 55,5° (точки V_1 и E_1 на рис. 25). Через 146 суток Земля уже отстает от Венеры на 180—144 = 36° (точки V_2 и E_2 на рис. 25). Если бы летательный аппарат продолжал свое движение по неизменной орбите, то спустя еще 146 сут он вернулся бы в свою исходную точку в пространстве, пройдя изображенную пунктиром половину эллипса, однако Земля отстала бы от летательного аппарата на 36°, т. е. всего на 72° (точка E_3 на рис. 25). Чтобы сделать возможной их встречу, продолжительность обратного полета необходимо каким-либо образом увеличить. Для этого существует две возможности.

Первая возможность (см. рис. 25). Если изображенная пунктиром ветвь эллипса действительно снова приводит к Земле, то в момент начала движения из точки V_2 Земля должна не отставать от Венеры на 36° (точка E_2), а находиться впереди Венеры на 36° в точке E_2'. Таким образом, летательный аппарат должен задержаться в окрестности Венеры до тех пор, пока обе планеты не займут желаемое положение, т. е. пока Венера при своем движении снова почти не догонит Землю и между ними не останется угол 36°. Вследствие более быстрого движения Венеры по сравнению с Землей, она за сутки проходит угол, бóльший на 1,607—0,987 = 0,62°; чтобы Венера, опережающая Землю на 36°, снова оказалась позади нее на 36°, она должна пройти угол, бóльший на 360—72 = 288°; для этого ей потребуется 288 : 0,62 = 464 земных суток. В течение этого времени летательный аппарат может быть задержан в окрестности Венеры, если его заставить вращаться вокруг этой планеты с любой частотой. Чтобы этого достичь, прежде всего необходимо уменьшить его скорость на соответствующую величину Δv_{II} и тем создать условия для длительного влияния притяжения Венеры, подобно тому как ранее было устранено влияние земного притяжения в результате уменьшения скорости на Δv_{I}. В точку расположения Венеры V_2 (см. рис. 25) летательный аппарат приходит со скоростью

$$v_{II} = v_I \cdot r_I / r_{II} = 27{,}3 \cdot 149/108 = 37{,}6 \text{ км/с},$$

в то время как орбитальная скорость Венеры

$$v_v = (2 \cdot 108\,000\,000\,\pi) : (224 \cdot 86\,400) = 35{,}1 \text{ км/с}.$$

Следовательно, чтобы получить нулевую скорость относительно Венеры, нужно уменьшить скорость аппарата на 37,6—35,1 = 2,5 км/с. Если начинающееся после этого вращение вокруг Венеры будет происходить по окружности с радиусом a, то, согласно уравнению (48), время обращения $t = 2\pi \sqrt{a^3/\mu}$. Чтобы обеспечить правильное положение аппарата в момент начала движения от Венеры, при выборе t необходимо учитывать следующее. Пока летательный аппарат вращается вокруг Венеры в течение 464 земных суток, сама планета совершает 464 : 224 = 2,07 = 2 + 0,07 оборотов вокруг Солнца, т.е. в момент прекращения движения вокруг Венеры она находится на своей орбите вокруг Солнца на 0,07 оборота дальше, чем в момент начала движения (см. рис. 25, a). Поскольку как при входе в область тяготения Венеры (v_{II}), так и при выходе из нее (v'_{II}) скорость летательного аппарата должна быть направлена перпендикулярно радиусу Солнце — Венера, согласно рис. 25 a, общее число оборотов вокруг Венеры в момент выхода летательного аппарата оказывается меньше на 0,07. Поэтому всего может быть совершено 3,93, или 4,93, или 5,93 и т. д. оборотов, так что, например, для 5,93 оборотов

$$t = 464 : 5{,}93 = 78{,}2 \text{ сут} = 6\,750\,000 \text{ с}.$$

Если характеристики поля тяготения Земли ради простоты перенести без изменений на Венеру, которая имеет почти такую же величину (правда, более точные наблюдения за возмущениями орбит комет показали, что масса Венеры составляет 0,82 массы Земли), то можно принять, что $\mu = 400\,000$ км³/с². Отсюда вычисляется радиус

$$a = \sqrt[3]{\mu\left(\frac{t}{2\pi}\right)^2} = \sqrt[3]{400\,000\left(\frac{6\,750\,000}{2\pi}\right)^2} = 773\,000 \text{ км}$$

и орбитальная скорость во время вращения вокруг Венеры

$$v_3 = 2a\pi/t = (2\cdot 773\,000\,\pi) : 6\,750\,000 = 0{,}72 \text{ км/с}.$$

Желаемый режим обращения вокруг Венеры получится автоматически, если относительную скорость в момент прохождения точки V_2 (см. рис. 25) сделать не нулевой, а равной 0,72 км/с. Следовательно, в этом случае уменьшение скорости составляет не 2,5 км/с, а

$$\Delta v_{II} = 37{,}6 - 35{,}1 - 0{,}72 = \sim 1{,}8 \text{ км/с}.$$

Для этого снова необходим отброс массы, а именно: вперед по направлению движения, подчиняющийся условию

$$\left(\frac{m_0}{m_1}\right)_{II} = \nu e^{\frac{\Delta v_{II}}{c}} = 1{,}1 e^{\frac{1{,}8}{2{,}0}} = 1{,}1 e^{0{,}9} = 2{,}65.$$

По истечении 464 земных суток, необходимых для совершения 5,93 оборотов, с помощью эквивалентного отброса массы в про-

тивоположном направлении, для которого $(m_0 m_1)'_{\text{II}} = 2{,}65$, летательный аппарат необходимо снова освободить от действия гравитационной силы Венеры и перевести на свою собственную эллиптическую орбиту, двигаясь по которой он еще через 146 сут вернется в окрестность Земли. В момент прохождения вблизи Земли на минимальном расстоянии r_3 от ее центра, которое также принято равным 800 000 км, в результате еще одного излучения массы скорость относительно Земли должна принять определенное в главе II значение $v_3 = 0{,}09$ км/с, с которого начинается посадка на Землю. Так как в этот момент скорость летательного аппарата $v_{\text{I}} = 27{,}3$ км/с и орбитальная скорость Земли $v_e = 29{,}7$ км/с, то требуемое уменьшение скорости

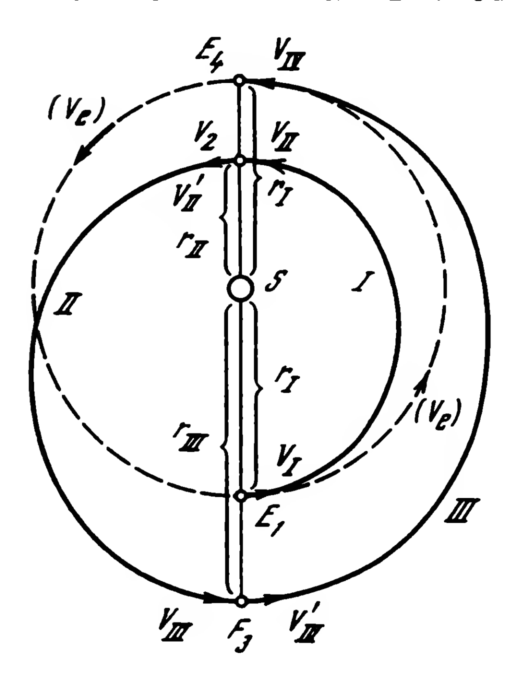


Рис. 26

$$\Delta v'_{\text{I}} = 29{,}7 - 27{,}3 - 0{,}09 = \\ = \sim 2{,}3 \text{ км/с},$$

и для отбрасываемой массы, которая теперь должна действовать в направлении, противоположном движению летательного аппарата, выполняется условие

$$(m_0/m_1)'_{\text{I}} = ve^{2{,}3/2{,}0} = 1{,}1\, e^{1{,}15} = 3{,}47.$$

Все путешествие, включая необходимые для подъема и посадки 30 сут, в этом случае продолжается $30 + 146 + 464 + + 146 = 786$ земных суток $= 2{,}15$ года.

Если через m_1 обозначить массу возвращающегося летательного аппарата и через m_0 полную массу в начале подъема, то, пренебрегая изменениями массы вследствие потребления взятых с собой запасов, приближенно получаем:

$$m_0/m_1 = 933 \cdot 3{,}65 \cdot 2{,}65^2 \cdot 3{,}47 = 83\,000.$$

Вторая возможность (рис. 26). Из точки V_2 летательный аппарат возвращается к Земле (точка E_4) не непосредственно, а по обходному пути через точку F_3. Встреча может произойти самое раннее через 1,5 земного года после расхождения в точке E_1. Следовательно, расстояние r_{III} от точки F_3 до Солнца должно выбираться таким, чтобы суммарная продолжительность полета от точки E_1 до точки E_4 через точки V_2 и F_3 составляла 1,5 года, т. е. 547,5 земных суток. Эта суммарная продолжительность полета T складывается из времен T_1, T_2 и T_3 прохождения трех половин эллипсов I, II, III с большими полуосями.

$$a_1 = (r_{\text{I}} + r_{\text{II}})/2 = 128\,500\,000 \text{ км};$$
$$a_2 = (r_{\text{II}} + r_{\text{III}})/2; \; a_3 = (r_{\text{III}} + r_{\text{I}})/2.$$

Из двух последних выражений следует

$$a_3 - a_2 = (r_{\text{I}} - r_{\text{II}})/2 = (149\ 000\ 000 - 108\ 000\ 000) : 2 = \\ = 20\ 500\ 000 \text{ км}.$$

Кроме того,

$$T_3 + T_2 = T - T_1 = 547{,}6 - 146 = 401{,}5 \text{ сут}$$

или, согласно уравнению (48), для половины эллипса

$$\pi\sqrt{\frac{a_3^3}{\mu}} + \pi\sqrt{\frac{a_2^3}{\mu}} = 401{,}5 \text{ сут} = 34\,700\,000 \text{ с}$$

или,

$$\sqrt{a_3^3} + \sqrt{a_2^3} = \frac{34\,700\,000}{\pi}\sqrt{\mu} = \frac{34\,700\,000}{\pi}\sqrt{132\,000\,000\,000}.$$

Следовательно,

$$\sqrt{a_3^3} + \sqrt{a_2^3} = 4\,010\,000\,000\,000;$$

$$a_3 - a_2 = 20\ 500\ 0000.$$

Этим двум уравнениям удовлетворяют величины

$$a_3 = 169\ 000\ 000 \text{ км}, \quad a_2 = 148\ 500\ 000 \text{ км}.$$

В итоге из уравнения $a_2 = (r_{\text{II}} + r_{\text{III}})/2$ получаем

$$r_{\text{III}} = 2a_2 - r_{\text{II}} = 297\ 000\ 000 - 108\ 000\ 000 = 189\ 000\ 000 \text{ км}.$$

Вылет из точки E_1 происходил со скоростью $v_{\text{I}} = 27{,}3$ км/с, скорость в момент прибытия в точку V_2

$$v_{\text{II}} = v_{\text{I}} \cdot r_{\text{I}}/r_{\text{II}} = 27{,}3\ 149{:}108 = 37{,}6 \text{ км/с}.$$

Скорость вылета из точки V_2, необходимая для достижения точки F_3, вычисляется по формуле (49):

$$v'_{\text{II}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\text{II}} + r_{\text{III}}}\frac{r_{\text{III}}}{r_{\text{II}}}} = \sqrt{\frac{264\,000}{297}\frac{189}{108}} = 39{,}4 \text{ км/с};$$

отсюда получается скорость прибытия в точку F_3:

$$v'_{\text{III}} = v'_{\text{II}} r_{\text{II}}/r_{\text{III}} = 39{,}4 \cdot 108/189 = 22{,}5 \text{ км/с}.$$

Требующаяся для достижения точки E_4 скорость вылета из точки F_3

$$v'_{\text{III}} = \sqrt{\frac{2\mu}{r_{\text{III}} + r_{\text{I}}}\frac{r_{\text{I}}}{r_{\text{III}}}} = \sqrt{\frac{264\,000}{338}\frac{149}{189}} = 24{,}8 \text{ км/с},$$

и, наконец, скорость прибытия в точку E_4

$$v'_{\text{IV}} = v'_{\text{III}}\,(r_{\text{III}}/r_{\text{I}}) = 24{,}8 \cdot 189/149 = 31{,}5 \text{ км/с},$$

тогда как орбитальная скорость Земли

$v_e = 29,7$ км/с.

Таким образом, за время всего полета необходимы следующие изменения скорости:

в момент вылета из точки E_1: $\Delta v_{\text{I}} = 27,3 - 29,7 = -2,4$ км/с,

в момент прохождения точки V_2: $\Delta v_{\text{II}} = 39,4 - 37,6 = +1,8$ км/с,

в момент прохождения точки F_3: $\Delta v_{\text{III}} = 24,8 - 22,5 = +2,3$ км/с,

в момент прибытия в точку E_4: $\Delta v_{\text{IV}} = 29,7 - 31,5 + 0,09 = -1,7$ км/с (с учетом изменения скорости для начала посадки).

Количество отбрасываемой массы, требующейся для получения этих изменений при скорости истечения $c = 2,0$ км/с, задано следующими соотношениями:

$$(m_0/m_1)_{\text{I}} = \nu e^{2,4/2,0} = 1,1e^{1,20} = 3,65;$$
$$(m_0/m_1)_{\text{II}} = \nu e^{1,8/2,0} = 1,1e^{0,9} = 2,71;$$
$$(m_0/m_1)_{\text{III}} = \nu e^{2,3/2,0} = 1,1e^{1,15} = 3,47;$$
$$(m_0/m_1)_{\text{IV}} = \nu e^{1,7/2,0} = 1,1e^{0,85} = 2,57;$$

в точках E_1 и E_4 истечение должно быть направлено по движению, а в точках V_2 и F_3 — против движения.

При принятых значениях получится

$$m_0/m_1 = 933 \cdot 3,65 \cdot 2,71 \cdot 3,47 \cdot 2,57 = 82\,000.$$

Продолжительность всего путешествия, включая подъем и посадку, в этом случае составляет

$$30,5 + 547,5 = 578 \text{ земных суток} = 1,58 \text{ года}.$$

Таким образом, расход топлива при использовании этих двух возможностей приблизительно одинаков; преимуществом второго варианта является меньшая продолжительность путешествия, преимущество же первого варианта состоит в более длительном пребывании в окрестности планеты Венера.

Совершенно аналогичным образом протекал бы полет к планете Марс. Разумеется, предварительно нужно было бы более точно определить положение планеты в момент прохождения, так как ее орбита имеет намного больший эксцентриситет по сравнению с орбитами Земли и Венеры (наибольшее удаление Марса от Солнца составляет приблизительно 248 000 000 км, а наименьшее — 205 000 000 км). Однако теперь оказывается, что максимальное расстояние $r_{\text{III}} = 189\,000\,000$ км между Солнцем и точками обходного пути, который, согласно рис. 26, проходит через точку F_3, почти совпадает с минимальным расстоянием от Солнца до Марса, равным 205 000 000 км; разность между ними

16 000 000 км. Следовательно, при соответствующем выборе момента начала полета в зависимости от взаимного расположения Земли, Венеры и Марса и целесообразном значении расстояния r_{II} и r_{III} можно будет в течение одного путешествия, длящегося приблизительно 1,5 года, осуществить прохождение на относительно небольшом расстоянии (примерно 16 : 2 = 8 000 000 км) как около Венеры, так и около Марса.

Это путешествие, занимающее около 580 суток, продолжается почти в 20 раз дольше 30-суточного космического полета, рассмотренного в главе III. Для ориентировочной оценки необходимой теперь массы летательного аппарата произведем расчет, в котором учтем зависящие от продолжительности полета составляющие веса, перечисленные ранее в п. b), c), d), e), не зависящие от продолжительности полета составляющие веса, перечисленные в п. a), f), g), i), и собственный вес, о котором речь шла в п. h). При этом указанные ранее значения для первой группы составляющих увеличим в 20 раз, составляющие второй группы оставим без изменения, а собственный вес увеличим в 3 раза, поскольку летательный аппарат, несомненно, должен иметь больший грузовой отсек. Так как одновременно с грузовым отсеком увеличивается и отдающая тепло поверхность, то здесь молчаливо предполагается использование более хорошей теплоизоляции, чем прежде. При этих допущениях начальный вес летательного аппарата (но без отбрасываемой массы) подсчитывается следующим образом:

$$
\begin{aligned}
(240 + 60 + 200 + 140) \cdot 20 &= 12800 \\
+ 200 + 200 + 240 + 200 + 740 &= 1580 \\
780 \cdot 3 &= 2340
\end{aligned}
$$

Всего 16720 кг = 16,72 т.

Время движения между точками E_1 и V_2 равно $T_1 = 146$ сут; время движения между точками V_1 и F_3:

$$T_2 = T_1 \sqrt{\frac{a_3^2}{a_1^2}} = 146 \sqrt{\frac{148{,}5^3}{128{,}5^3}} = 181 \text{ сут};$$

время движения между точками F_3 и E_4:

$$T_3 = T_1 \sqrt{\frac{a_3^3}{a_1^3}} = 146 \sqrt{\frac{169{,}0^3}{128{,}5^3}} = 220 \text{ сут}.$$

Следовательно, из 12,8 т запасов расходуется: во время 15-суточного подъема до точки F_1 : 12,8 (15 : 578) = 0,33 т.;

между точками E_1 и V_2 : 12,8 (146 : 578) = 3,20 т;
между точками V_2 и F_3 : 12,8 (181 : 578) = 3,95 т;
между точками F_3 и E_4 : 12,8 (220 : 578) = 4,80 т.

С начала движения до прибытия в точку E_4 12,28 т.

Таким образом, после прибытия в точку E_4 остается вес летательного аппарата, равный 16,72—12,28 = 4,44 т.

Полный вес непосредственно перед прибытием в точку E_4
$$4{,}44 \cdot 2{,}57 = 11{,}40 \text{ т};$$
после прибытия в точку F_3 $\quad 11{,}40 + 4{,}80 = 16{,}20$ т;
непосредственно перед прибытием в точку F_3
$$16{,}20 \cdot 3{,}47 = 56{,}30 \text{ т};$$
после прибытия в точку V_2 $\quad 56{,}30 + 3{,}95 = 60{,}25$ т;
непосредственно перед прибытием в точку V_2
$$60{,}25 \cdot 2{,}71 = 163{,}00 \text{ т};$$
после прибытия в точку E_1 $\quad 163{,}00 + 3{,}20 = 166{,}20$ т;
непосредственно перед прибытием в точку E_1
$$166{,}20 \cdot 3{,}65 = 606{,}67 \text{ т};$$
после окончания действия собственного ускорения
$$606{,}67 + 0{,}33 = 607 \text{ т};$$
в момент начала движения
$$G_0 = 607 \cdot 933 = 567000 \text{ т};$$
или в сокращенной записи
$$G_0 = [\{[(4{,}44 \cdot 2{,}57 + 4{,}8)\,3{,}47 + 3{,}95]\,2{,}71 + 3{,}2\}\,3{,}65 + 0{,}33]\,933 = 567\,000 \text{ т}.$$

Основная часть взятого с собой запаса взрывчатых зарядов расходуется, естественно, на создание собственного ускорения во время подъема, однако изменения скорости, которые необходимо производить в процессе полета, также обусловливают необходимость иметь на борту такое количество зарядов (приблизительно 607 — 17 = 590 т), что их размещение и обеспечение маневренности летательного аппарата будет представлять значительные трудности. Насколько сильно величина G_0 зависит от достижимой скорости истечения c, видно из приведенных ниже требуемых значений начального веса G_0 для различных c при постоянном собственном ускорении $ac = 30$ м/с²:

$c = 2$ км/с; $\quad G_0 = 567\,000$ т [9];

$c = 2{,}5$ км/с; $\quad G_0 = [\{[(4{,}44 \cdot 2{,}17 + 4{,}8)\,2{,}77 + 3{,}95]\,2{,}27 + 3{,}2\} \times 2{,}87 + 0{,}33]\,235 = 69\,500$ т;

$c = 3$ км/с $\quad G_0 = [\{[(4{,}44 \cdot 1{,}95 + 4{,}8)\,2{,}38 + 3{,}95]\,2{,}00 + 3{,}2\}\,2{,}45 + 0{,}33]\,95 = 17\,600$ т;

$c = 4$ км/с $\quad G_0 = [\{[(4{,}44 \cdot 1{,}69 + 4{,}8)\,1{,}98 + 3{,}95]\,1{,}73 + 3{,}2\}\,2{,}00 + 0{,}33]\,30 = 3150$ т;

$c = 5$ км/с $\quad G_0 = [\{[(4{,}44 \cdot 1{,}55 + 4{,}8)\,1{,}75 + 3{,}95] \times 1{,}57 + 3{,}2\}\,1{,}78 + 0{,}33]\,15 = 1130$ т.

V. ПОСАДКА НА ДРУГИЕ НЕБЕСНЫЕ ТЕЛА

Среди планет, близких к Земле, Венера кажется наиболее приспособленной для посадки, так как она, по-видимому, имеет атмосферу, подобную земной [10]. Если это предположение справедливо и, кроме того, гравитационные характеристики Венеры приблизительно соответствуют земным, то посадка происходила бы точно так же, как она была описана в главах II и III для Земли, т. е. она могла бы начинаться с того, что на расстоянии $r_3 = 800\,000$ км от центра Венеры летательному аппарату сообщается тангенциальная скорость $v_3 = 0{,}09$ км/с (см. рис. 14) *.

Предшествующий полет протекает точно так же, как это было изложено в пояснении к рис. 25 для участка $E_1 - V_2$. Следовательно, летательный аппарат в момент прохождения точки V_2 будет иметь скорость $v_{II} = 37{,}6$ км/с, тогда как орбитальная скорость Венеры $v_v = 35{,}1$ км/с. Таким образом, относительная скорость в момент прохождения составляет $37{,}6 - 35{,}1 = 2{,}5$ км/с. Поэтому, чтобы ее уменьшить до 0,09 км/с, требуется изменение скорости $\Delta v_{II} = 2{,}4$ км/с, что соответствует относительному излучению массы

$$\left(\frac{m_0}{m_1}\right)_{II} = ve^{\frac{\Delta v_{II}}{c}} = 1{,}1e^{\frac{2{,}4}{2{,}0}} = 1{,}1e^{1{,}2} = 3{,}65;$$

такое же значение было ранее получено для точки E_0:

$$(m_0/m_1)_I = 3{,}65.$$

Продолжительность полета складывается приблизительно следующим образом:

подъем в точку E_1	15 сут,
кометный [11] полет на участке $E_1 - V_2$	146 сут,
посадка в точке V_2	15 сут,
Всего	176 сут,

т. е. примерно в 6 раз больше продолжительности 30-суточного космического полета, рассмотренного в главе III. Поэтому при определении массы летательного аппарата приведенные ранее значения для составляющих веса, перечисленные в п. b), c), d) и e), увеличим в 6 раз, а составляющие веса, перечисленные в п. a), f), g), i), останутся без изменения; собственный вес, о котором

* См. сказанное в главе IV о массе Венеры. Так как, кроме того, атмосфера Венеры имеет очень большую высоту и плотность, посадка, вероятно, будет более легкой, чем на Земле.

говорилось в п. h), увеличим в 2 раза. В этом случае начальный вес (без отбрасываемой массы) подсчитывается следующим образом:

$$
\begin{aligned}
&(240+60+200+140)\cdot 6 &&= 3860\\
&+200+200+240+200+740 &&= 1580\\
&780\cdot 2 &&= 1560\\
&\text{Всего} && 7000 \text{ кг} = 7{,}0 \text{ т.}
\end{aligned}
$$

Из запасов, как и раньше, расходуется:
с начала движения до прибытия в точку E_1 0,3 т;
между точками E_1 и V_2 3,2 т;
следовательно, с начала движения до прибытия в точку V_2 3,5 т,
так что после прибытия в точку V_2 остается вес, равный

$$7{,}0 - 3{,}5 = 3{,}5 \text{ т.}$$

Полный вес в момент начала подъема с Земли вычисляется так, как показано ниже:

для $c = 2$ км/с $G_0 = [(3{,}5\cdot 3{,}65 + 3{,}2)\,3{,}65 + 0{,}3]\,933 = 54\,800$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = [(3{,}5\cdot 2{,}87 + 3{,}2)\,2{,}87 + 0{,}3]\,235 = 8\,800$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = [(3{,}5\cdot 2{,}45 + 3{,}2)\,2{,}45 + 0{,}3]\,95 = 2\,800$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = [(3{,}5\cdot 2{,}00 + 3{,}2)\,2{,}00 + 0{,}3]\,30 = 620$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = [(3{,}5\cdot 1{,}78 + 3{,}2)\,1{,}78 + 0{,}3]\,15 = 260$ т.

При самостоятельном возвращении с Венеры на Землю в момент начала подъема необходим такой же вес. Если же расходуемая масса, требующаяся для возвращения, равна массе, взятой с собой при полете к Венере, то для подъема получились бы, по меньшей мере, следующие значения:

для $c = 2$ км/с $54\,800\cdot 3{,}65^2\cdot 933 = 670\,000\,000$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $8\,800\cdot 2{,}87^2\cdot 235 = 17\,000\,000$ т;
для $c = 3$ км/с $2\,800\cdot 2{,}45^2\cdot 95 = 1\,600\,000$ т;
для $c = 4$ км/с $620\cdot 2{,}00^2\cdot 30 = 74\,000$ т;
для $c = 5$ км/с $260\cdot 1{,}78^3\cdot 15 = 1240$ т.

Таким образом, посадка на Венеру может быть осуществлена при условии, что требуемую для возвращения расходуемую массу можно будет изготовить на планете с помощью простых вспомогательных средств из имеющегося там сырья.

Посадка на Марс в условиях предполагаемого отсутствия эффективной атмосферы не может быть осуществлена способом, использованным в случае Земли и Венеры. Торможение летательного аппарата здесь должно достигаться, скорее всего, за счет рассмотренного в главе I механизма создания реактивной силы. Радиус Марса составляет $r_0 = 3373$ км, ускорение силы тяжести на его поверхности $g_0 = 3{,}7$ м/с^2 $= 0{,}0037$ км/с^2 (эту величину

можно определить из наблюдений за движением двух спутников Марса).

Если снова предположить, что собственное ускорение летательного аппарата $ac = 0{,}03$ км/с и скорость истечения $c = 2{,}0$ км/с, так что $a = ac/c = 0{,}03 : 2{,}0 = 0{,}015$ 1/с, то из уравнения (7) можно вычислить расстояние r_1 от центра Марса, на котором начинает действовать собственное ускорение:

$$r_1 = r_0\,(1 + g_0/ac) = 3392\,(1 + 0{,}0037/0{,}03) = 3800 \text{ км},$$

а согласно уравнению (8), можно определить скорость, какую будет иметь летательный аппарат на расстоянии r_1 при своем возвращении с очень большого расстояния:

$$v_1 = \sqrt{\frac{2g_0r_0^2}{r_1}} = \sqrt{\frac{2\cdot 0{,}0037\cdot 3392^2}{3800}} = 4{,}70 \text{ км/с}.$$

Далее, согласно уравнению (9), среднее отрицательное ускорение во время торможения будет

$$\beta = ac - [(g_0/3)\,(2 + r_0^2/r_1^2)] = 0{,}03 - (0{,}0037 : 3)\,[2 - (3392^2/3800^2)] = 0{,}02655 \text{ км/с}^2,$$

так что, в соответствии с уравнением (10), приближенное время торможения

$$t_1 = v_1/\beta = 4{,}70 : 0{,}02655 = 177 \text{ с}$$

и, в соответствии с уравнением (11), отношение масс

$$m_0/m_1 = e^{at_1} = e^{0{,}015\cdot 177} = e^{2{,}66} = 14{,}3.$$

Если посадка на Марс будет произведена в перигелии его орбиты на расстоянии $r_{II} = 205\,000\,000$ км от Солнца, а расстояние от Земли до Солнца $r_I = 149\,000\,000$, то, согласно уравнению (49), летательному аппарату после его подъема с Земли необходимо сообщить тангенциальную скорость

$$v_1 = \sqrt{\frac{264\,000}{354}\,\frac{205}{149}} = 32{,}0 \text{ км/с},$$

тогда как орбитальная скорость Земли составляет 29,7 км/с; прохождение ближайшей к Марсу точки происходит со скоростью

$$v_{II} = 32{,}0\,(149 : 205) = 23{,}2 \text{ км/с},$$

тогда как орбитальная скорость Марса в перигелии равна 26,5 км/с. Следовательно, необходимое изменение скорости будет после выхода за пределы поля тяготения Земли:

$$\Delta v_I = 32{,}0 - 29{,}7 = 2{,}3 \text{ км/с};$$

при $(m_0/m_1)_I = ve^{2{,}3/2{,}0} = 1{,}1e^{1{,}15} = 3{,}47;$

перед посадкой на Марс:

$$\Delta v_{II} = 26,5 - 23,2 = 3,3 \text{ км/с};$$

при $(m_0/m_1)_{II} = ve^{3,3/2,0} = 1,1\ e^{1,65} = 5,73.$

Время полета складывается следующим образом: подъем от Земли приблизительно 15 суток; кометный полет Земля — Марс: $\pi\sqrt{a^3/\mu}$, где $a = (r_I + r_{II})/2 = 177\,000\,000$ км; $\mu = 132\,000\,000\,000$ км³/с²; следовательно,

$$\pi\sqrt{\frac{177\,000\,000}{132\,000\,000\,000}} = 20\,350\,000 \text{ с} = 235 \text{ сут};$$

посадка на Марс приблизительно 15 суток; всего 265 суток, т. е. примерно в 9 раз больше продолжительности 30-суточного космического полета, рассмотренного в главе III. Поэтому по аналогии с полетом к Венере начальный вес летательного аппарата (без расходуемой массы) можно вычислить следующим образом:

$$9/6\ 3860 + 1580 + 1560 = 5790 + 3140 = 8930 \text{ кг} = \sim 9 \text{ т}.$$

Из запасов расходуется приблизительно 5,8 т:

во время подъема от Земли $(15 : 265)\ 5,8 = \sim 0,3$ т;

во время космического полета Земля — Марс $(235 : 265)\cdot 5,8 = 5,2$ т;

во время посадки на Марс $\sim 0,3$ т.

При прибытии на Марс еще имеется в наличии 9,0—5,8 = 3,2 т и полный вес в начале подъема будет

для $c = 2$ км/с $G_0 = 875\,000$ т;
$c = 2,5$ км/с $G_0 = 76\,500$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 15\,600$ т;
$c = 4$ км/с $G_0 = 2200$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 690$ т,

т. е. он намного превышает начальный вес при полете на Венеру, у которой, как предполагается, имеется плотная атмосфера. Зато значительно более благоприятная картина складывается в случае самостоятельного возвращения с Марса на Землю — правда, опять-таки при условии, что там можно найти и переработать сырье, необходимое для изготовления требуемой рабочей массы: в этом случае исчезают входящие в приведенные выше выражения множитель 933 и другие аналогичные ему множители, поскольку наличие земной атмосферы облегчает посадку. При измененной в соответствии с обратным направлением полета последовательности остальных множителей получается:

для $c = 2$ км/с $G_0 = \{[(3,2 + 0,3)\ 3,47 + 5,2]\ 5,73 + 0,3\} \times 14,3 = 1430$ т;

для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = \{[(3{,}2 + 0{,}3)\,2{,}77 + 5{,}2]\,4{,}13 + 0{,}3\} \times$
$\times\, 8{,}3 = 515$ т;

для $c = 3$ км/с $G_0 = \{[(3{,}2 + 0{,}3)\,2{,}38 + 5{,}2]\,2{,}38 + 0{,}3\} \times$
$\times\, 5{,}9 = 265$ т;

для $c = 4$ км/с $G_0 = \{[(3{,}2 + 0{,}3)\,1{,}98 + 5{,}2]\,2{,}51 + 0{,}3\}\,3{,}8 =$
$= 118$ т;

для $c = 5$ км/с $G_0 = \{[(3{,}2 + 0{,}3)\,1{,}75 + 5{,}2]\,2{,}14 + 0{,}3\}\,1{,}75 =$
$= 71$ т.

Посадку на Луну можно провести так же, как на Марс. Если воспользоваться теми же обозначениями, что и при посадке на Марс, то теперь $r_0 = 1740$ км, $g_0 = 0{,}0016$ км/с^2, так как масса Луны меньше массы Земли, то

$$g_0 < 0{,}0098\,(1740 : 6380);$$

$$ac = 0{,}03 \text{ км/с}^2; \quad c = 2 \text{ км/с}; \quad a = 0{,}015\ 1/\text{с};$$

$$r_1 = 1740\left(1 + \frac{0{,}0016}{0{,}03}\right) = 1830 \text{ км};$$

$$v_1 = \sqrt{\frac{2 \cdot 0{,}0016 \cdot 1740^2}{1830}} = 2{,}3 \text{ км/с};$$

$$\beta = \sim 0{,}03 - \frac{0{,}0016}{3}\left(2 + \frac{1740^2}{1830^2}\right) = 0{,}0284 \text{ км/с}^2;$$

$$t_1 = \frac{v_1}{\beta} = \frac{2{,}30}{0{,}0284} = 81 \text{ с};$$

$$\frac{m_0}{m_1} = e^{at_1} = e^{0{,}015 \cdot 81} = e^{1{,}22} = 3{,}40.$$

Так как продолжительность полета в этом случае составляет не более половины продолжительности рассмотренного в главе III космического полета, длина которого равна удвоенному расстоянию от Земли до Луны, т. е. с собой необходимо брать соответственно меньшее количество запасов, то за средний вес летательного аппарата без расходуемой массы теперь можно принять приблизительно 2,6 т вместо 3,0 т. Таким образом, получаются следующие значения начального веса для полета Земля—Луна (только в одном направлении):

для $c = 2$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 3{,}4 \cdot 933 = 8250$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 2{,}64 \cdot 235 = 1610$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 2{,}25 \cdot 95 = 555$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 1{,}85 \cdot 30 = 144$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 1{,}64 \cdot 15 = 64$ т

и начального веса только для обратного полета Луна—Земля:

для $c = 2$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 3{,}4 = 8{,}9$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 2{,}64 = 6{,}9$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 2{,}6 \cdot 2{,}25 = 5{,}9$ т;

для $c = 4$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 1,85 = 4,8$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 1,64 = 4,3$ т.

Если же при полете Земля—Луна должно быть обеспечено возвращение на Землю, то начальный вес в момент отрыва от Земли должен иметь следующие значения:

для $c = 2$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 3,4^2 \cdot 933 = 28\,000$ т;
для $c = 2,5$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 2,64^2 \cdot 235 = 4250$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 2,25^2 \cdot 95 = 1250$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 1,85^2 \cdot 30 = 890$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 2,6 \cdot 1,64^2 \cdot 15 = 700$ т.

Сравнительная простота достижения Луны и небольшие относительно затраты топлива $m_0/m_1 = 4,0$ при подъеме от Луны наводят на мысль использовать Луну в качестве базы для всех дальнейших космических полетов. Предварительное условие такого использования состоит в том, что необходимую излучаемую массу можно было добывать на самой Луне, или, другими словами, чтобы на Луне можно было построить нечто, подобное заводу по производству взрывчатых веществ. Для проверки этой возможности необходимо было бы предпринять первый полет на Луну с обеспеченным возвращением, т. е., например, принять $G_0 = 28\,000$ т при $c = 2$ км/с, что не является совершенно неосуществимым. При положительном результате каждый последующий полет на Луну требовал бы лишь 8250 т, а каждое возвращение с Луны на Землю и того меньше — только 8,9 т. При каждом полете к планетам, начинающимся на Луне, вместо отношения масс $m_0/m_1 = 933$ и т. д. для Земли, появилось бы отношение масс $m_0/m_1 = 3,4$ и т. д. для Луны; причем вследствие более благоприятных условий посадки возвращение всегда следовало бы производить, разумеется, не через Луну, а непосредственно на Землю.

Таким образом, потребовались бы, например, следующие значения веса при подъеме.

a) При полете по маршруту Луна — Венера — Марс — Земля (без промежуточной посадки на Венеру и Марс):

для $c = 2$ км/с $G_0 = (3,4 : 933)\ 567\,000 = 2070$ т;
для $c = 2,5$ км/с $G_0 = (2,64 : 235)\ 69\,500 = 780$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = (2,25 : 95)\ 17\,600 = 417$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = (1,85 : 30)\ 3150 = 194$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = (1,64 : 15)\ 1130 = 124$ т.

b) При полете Луна — Марс с посадкой, но без обеспечения возвращения:

для $c = 2$ км/с $G_0 = (3,4 : 933)\ 875\,000 = 3190$ т;
для $c = 2,5$ км/с $G_0 = (2,64 : 235)\ 76\,500 = 860$ т;

для $c = 3$ км/с $G_0 = (2{,}25 : 95)\ 15\,600 = 370$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = (1{,}85 : 30)\ 2200 = 136$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = (1{,}64 : 15)\ 690 = 76$ т.

c) При полете Луна — Венера с посадкой, но без обеспечения возвращения:

для $c = 2$ км/с $G_0 = (3{,}4 : 933)\ 54\,800 = 200$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = (2{,}64 : 235)\ 8800 = 99$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = (2{,}25 : 95)\ 2800 = 67$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = (1{,}85 : 30)\ 620 = 38$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = (1{,}64 : 15)\ 260 = 29$ т.

d) При посадке на Марс с обеспеченным возвращением (например, для первой разведки), для которого отношение масс при взлете с Марса $m_0/m_1 = 14{,}3$ и т. д. и, кроме того, должна быть учтена необходимость взять с собой дополнительно 5,8 т запасов на обратный путь:

для $c = 2$ км/с $G_0 = 3\,190 \cdot 14{,}3\ (9 + 5{,}8) : 9 = 75\,000$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = 860 \cdot 8{,}3\ (9 + 5{,}8) : 9 = 11\,800$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 370 \cdot 5{,}9\ (9 + 5{,}8) : 9 = 3600$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = 136 \cdot 3{,}8\ (9 + 5{,}8) : 9 = 850$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 76 \cdot 2{,}9\ (9 + 5{,}8) : 9 = 360$ т.

e) При посадке на Венеру с обеспеченным возвращением при тех же условиях:

для $c = 2$ км/с $G_0 = 200 \cdot 933\ (7 + 3{,}9) : 7 = 290\,000$ т;
для $c = 2{,}5$ км/с $G_0 = 99 \cdot 235\ (7 + 3{,}9) : 7 = 36\,300$ т;
для $c = 3$ км/с $G_0 = 67 \cdot 95\ (7 + 3{,}9) : 7 = 9900$ т;
для $c = 4$ км/с $G_0 = 38 \cdot 30\ (7 + 3{,}9) : 7 = 1780$ т;
для $c = 5$ км/с $G_0 = 29 \cdot 15\ (7 + 3{,}9) : 7 = 680$ т.

Следовательно, обеспечить возвращение в случае e) значительно сложнее, чем в случае d). Несмотря на это и даже принимая во внимание, что самостоятельное возвращение с Венеры можно будет осуществить лишь при больших скоростях истечения c (при приблизительно таких же значениях G_0, как в случае полета к Венере непосредственно с Земли), вероятность обнаружить на Венере при наличии там атмосферы условия жизни, подобные земным, настолько велика и сложность полета к этой планете (если только использовать Луну в качестве базы) столь незначительна, что, по-видимому, именно Венеру можно рассматривать как первоочередной объект для переселения [12], тогда как Марс, скорее всего, является целью полетов для научных исследований.

Строго говоря, при всех полетах с Луны следовало бы также учитывать орбитальную скорость Луны вокруг Земли, как это

было сделано на рис. 16 для вращения Земли. Однако ее влияние в дальнейшем не будет рассматриваться.

До сих пор для простоты рассматривались только такие соединительные эллипсы между планетами, которые касаются обеих соединяемых орбит планет, т. е. только такие траектории, при использовании которых требовалось производить лишь изменения скорости, но не направления. Однако совершенно не очевидно, что именно эти касательные эллипсы представляют собой наилучшую траекторию. Можно себе представить, что другие эллипсы, пересекающие соединяемые орбиты планет, могут оказаться более

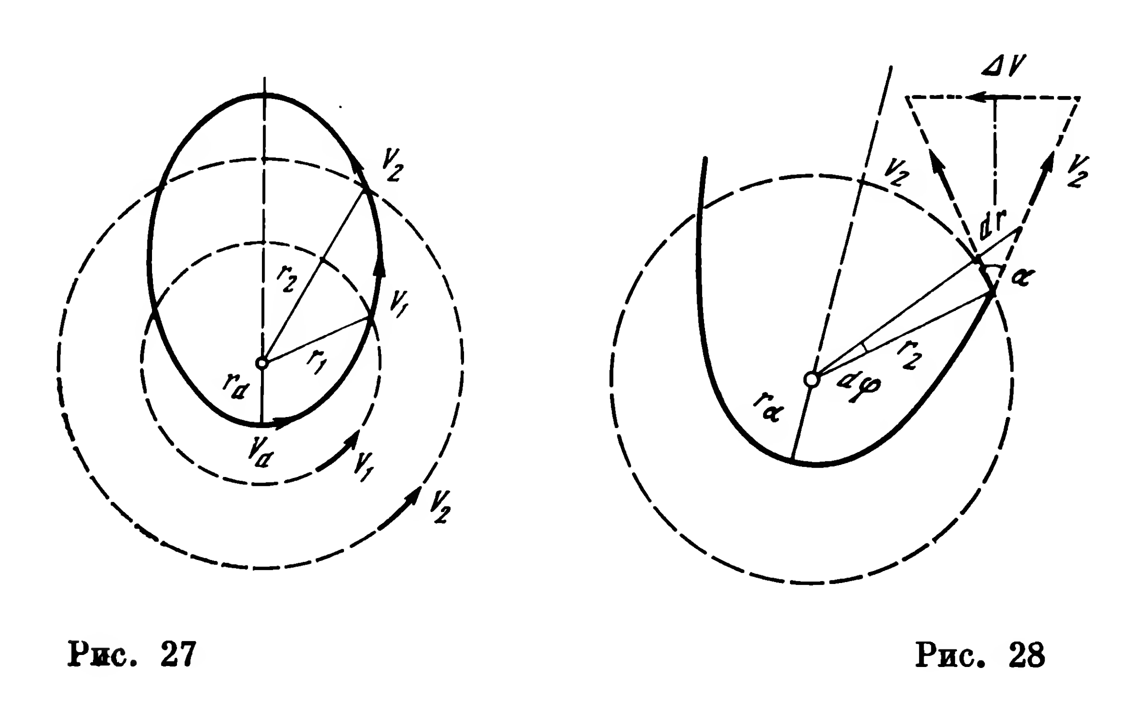


Рис. 27 Рис. 28

целесообразными, поскольку они, несомненно, дают возможности более короткого соединения. Поэтому исследуем прежде всего противоположный предельный случай, когда необходимо производить только изменения направления без изменения скорости.

Итак, искомый соединительный эллипс должен был бы пересекать обе орбиты планет со скоростями, равными скоростям соответствующих планет. Если воспользоваться обозначениями рис. 27, то, согласно уравнению (41), для соединительного эллипса можно записать:

1. $v_a^2 - (2\mu/r_a) = v_1^2 - (2\mu/r_1)$;

2. $v_a^2 - (2\mu/r_a) = v_2^2 - (2\mu/r_2)$;

согласно уравнению (37), для круговых орбит с радиусами r_1 и r_2:

$$v_1^2 = \mu/r_1; \quad v_2^2 = \mu/r_2;$$

следовательно, должны выполняться равенства:

1. $v_a^2 - (2\mu/r_a) = \mu/r_1 - (2\mu/r_1)$;

2. $v_a^2 - (2\mu/r_a) = (\mu/r_2) - (2\mu/r_2)$,

или

1. $(2\mu/r_a) - v_a^2 = \mu/r_1$;
2. $(2\mu/r_a) - v_a^2 = \mu/r_2$.

Эти уравнения противоречат друг другу. Отсюда следует, что поставленное ранее условие, согласно которому обе орбиты планет должны пересекаться с такими же скоростями, какие имеют соответствующие планеты, вообще невыполнимо.

Если теперь поставить условие, что орбита одной из двух планет, например с радиусом r_2, и искомый эллипс в точке своего пересечения должны иметь одинаковую скорость, то останется лишь одно уравнение

$$(2\mu/r_a) - v_a^2 = \mu/r_2,$$

из которого после произвольного выбора r_a следует

$$v_a^2 = (2\mu/r_a) - (\mu/r_2);$$

далее, согласно уравнению (45),

$$a = \frac{\mu}{\frac{2\mu}{r_a} - v_a^2} = \frac{\mu}{\frac{\mu}{r_2}} = r_2,$$

и, согласно уравнению (46),

$$b = \frac{v_a r_a}{\sqrt{\frac{2\mu}{r_a} - v_a^2}} = \frac{v_a r_a}{\sqrt{\frac{\mu}{r_2}}} = r_a \sqrt{\frac{2r_2}{r_a} - 1},$$

т. е. каждый эллипс, большая полуось которого a равна радиусу r_2 круговой орбиты планеты, будет пересекаться с орбитой этой планеты в точках, в которых орбитальная скорость равна скорости соответствующей планеты.

Угол в точке пересечения, который одновременно является углом наклона касательной к эллиптической орбите, согласно рис. 28, получается из соотношения

$$\operatorname{tg} \alpha = \frac{dr}{r_2 d\varphi} = \frac{1}{r_2} \frac{dr}{d\varphi};$$

следовательно, согласно уравнению (43), при $r = r_2$

$$\operatorname{tg} \alpha = \sqrt{\frac{v_a^2 - \frac{2\mu}{r_a}}{v_a^2 r_a^2} r_2^2 + \frac{2\mu}{v_a^2 r_a^2} r_2 - 1},$$

и, так как в этом случае справедливо равенство

$$v_a^2 - (2\mu/r_a) = -(\mu/r_2),$$

то

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{-\frac{\mu r_2}{v_a^2 r_a^2} + \frac{2\mu r_2}{v_a^2 r_a^2} - 1} = \sqrt{\frac{\mu r_2}{v_a^2 r_a^2} - 1}\,.$$

Из возможных соединительных эллипсов с большой полуосью $a = r_2$ теперь следует подробнее исследовать тот эллипс, который одновременно касается орбиты планеты с радиусом r_1, так как при использовании этого эллипса необходимо вблизи одной планеты производить лишь изменение скорости, а вблизи другой — лишь изменение направления. С этой целью следует принять

$$r_a = r_1,$$

так что

$$v_a^2 = 2\mu/r_1 - \mu/r_2 = \mu\,(2r_2 - r_1)/(r_1 r_2)$$

и

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{\mu r_2}{r_1^2\mu\,\dfrac{2r_2 - r_1}{r_1 r_2}} - 1} = \sqrt{\frac{r_2^2}{r_1(2r_2 - r_1)} - 1},$$

или

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{r_2^2 - 2r_1 r_2 + r_1^2}{r_1(2r_2 - r_1)}} = \sqrt{\frac{(r_2 - r_1)^2}{r_1(2r_2 - r_1)}}\,.$$

Чтобы в точке пересечения получить изменение направления, необходимое для перехода с одной орбиты на другую без изменения орбитальной скорости v_2, следует добавить составляющую скорости, перпендикулярную биссектрисе угла пересечения α, величина которой (см. рис. 28)

$$\Delta v = 2v_2 \sin \alpha/2.$$

Например, для соединительного эллипса, касающегося орбиты Земли и пересекающего в желаемой точке орбиту Венеры, т. е. при

$$r_1 = 149\,000\,000 \text{ км}; \quad r_2 = 108\,000\,000 \text{ км};$$

$$v_2 = 35{,}1 \text{ км/с};$$

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{(108 - 149)^2}{149\,(216 - 149)}} = \frac{41}{\sqrt{149\cdot 67}} = 0{,}41;$$

$$\alpha = \sim 22\ 1/4°; \quad \Delta v = 2\cdot 35{,}1 \sin 11\ 1/8° = 13{,}5 \text{ км/с};$$

для соединительного эллипса, касающегося орбиты Венеры и пересекающего в желаемой точке орбиту Земли, т. е. при

$$r_1 = 108\,000\,000 \text{ км}; \quad r_2 = 149\,000\,000 \text{ км}; \quad v_2 = 29{,}7 \text{ км/с}$$

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{(149 - 108)^2}{108\,(298 - 108)}} = \frac{41}{\sqrt{108\cdot 190}} = 0{,}286;$$

$$\alpha = \sim 16°; \quad \Delta v = 2\cdot 29{,}7\cdot \sin 8° = 8{,}3 \text{ км/с}$$

для соединительного эллипса, касающегося орбиты Земли и пересекающего в желаемой точке орбиту Марса, т. е. при

$$r_1 = 149\,000\,000 \text{ км};$$

$$\left.\begin{array}{l} r_2 = 205\,000\,000 \text{ км} \\ v_2 = 26{,}5 \text{ км/с} \end{array}\right\} \text{принята круговая орбита;}$$

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{(205-149)^2}{149\,(410-149)}} - \frac{56}{\sqrt{149\cdot 261}} = 0{,}284;$$

$$\alpha = \sim 16^\circ; \qquad \Delta v = 2\cdot 26{,}5 \sin 8^\circ = 7{,}4 \text{ км/с};$$

для соединительного эллипса, касающегося орбиты Марса и пересекающего в желаемой точке орбиту Земли, т. е. при

$$r_1 = 205\,000\,000 \text{ км}; \qquad r_2 = 149\,000\,000 \text{ км};$$

$$v_2 = 29{,}7 \text{ км/с};$$

$$\operatorname{tg}\alpha = \sqrt{\frac{(149-205)^2}{205\,(298-205)}} = \frac{56}{\sqrt{205\cdot 93}} = 0{,}405;$$

$$\alpha = \sim 22^\circ; \qquad \Delta v = 2\cdot 29{,}7 \sin 11^\circ = 11{,}4 \text{ км/с}.$$

Видно, что составляющая скорости Δv во всех случаях значительно больше, чем у соединительных эллипсов, касающихся орбит обеих планет. Таким образом, даже самому благоприятному случаю — касание орбиты Земли и пересечение орбиты Марса (при $\Delta v = 7{,}4$ км/с вместо встречавшегося ранее (на с. 600) $\Delta v_{\text{II}} = 3{,}3$ км/с) уже соответствуют нижеследующие величины расхода массы $m_0/m_1 = \nu e^{\Delta v/c}$:

для $c = 2$ км/с $m_0/m_1 = 1{,}1\, e^{7{,}4/2{,}0} = 44{,}5$ вместо 5,73;
для $c = 2{,}5$ км/с $m_0/m_1 = 1{,}1\, e^{7{,}4/2{,}5} = 21{,}4$ вместо 4,13;
для $c = 3$ км/с $m_0/m_1 = 1{,}1\, e^{7{,}4/3} = 14{,}1$ вместо 3,32;
для $c = 4$ км/с $m_0/m_1 = 1{,}1\, e^{7{,}4/4} = 7{,}05$ вместо 2,51;
для $c = 5$ км/с $m_0/m_1 = 1{,}1\, e^{7{,}4/5} = 4{,}85$ вместо 2,14.

Отметим также, что при переходе с орбиты планеты на соединительный эллипс, который касается этой орбиты и пересекает орбиту другой планеты, во всех случаях требуется более значительное изменение скорости Δv_{II}, чем при касании орбит обеих планет, так как в последнем случае изменение кривизны минимально.

Таким образом, из полученных результатов можно сделать вывод, что *эллипс, касающийся орбит обеих планет*, действительно является наилучшим вариантом траектории для полетов между ними.

Г. Гансвиндт

О важнейших проблемах человечества

[1] *С. 18.* Публикуемая работа является частью доклада Г. Гансвиндта, прочитанного в 1891 г. и впервые опубликованного (на немецком языке) в 1899 г. (см. *H. Ganswindt.* Das jungste Gericht. Schöneberg bei Berlin, S. 1—15). Здесь приводится та часть доклада, в которой рассматривается возможность достижения небесных тел. Опущены первые 5 страниц, где излагаются соображения о развитии средств транспорта в земных условиях с использованием летательных аппаратов, а также заключительная часть доклада, в которой автор излагает свою (весьма спорную, с современной точки зрения) гипотезу о жизни во Вселенной. Данный материал в переводе на русский язык был впервые опубликован в сб.: «Из истории авиации и космонавтики», вып. 20. М., 1973, с. 65—70.

[2] *С. 18.* «Партией предрассудка» Гансвиндт считал людей, отрицательно относящихся к открытиям и изобретениям, высмеивающих их и препятствующих их осуществлению.

[3] *С. 22.* В первой части своего доклада Гансвиндт говорил о людях, которые создают всевозможные препятствия для открытий и изобретений, и в качестве примера приводил доктора Лардрера, представившего в XIX в. «научные доказательства» того, что пароходы никогда не смогут пересечь океан и достичь Америки.

Космический корабль

[1] *С. 23.* Публикуемый материал является пояснительным текстом к рисунку космического корабля, предложенного Гансвиндтом. Текст этот был впервые опубликован в 1899 г. в кн.: *H. Ganswindt.* Das jungste Gericht. Schöneberg bei Berlin, 1899, S. 113. На русском языке был впервые приведен в кн.: *Н. А. Рынин.* Ракеты и двигатели прямой реакции (история, теория и техника). Л., 1929, с. 163. В данном издании публикуется по сб.: «Из истории авиации и космонавтики», вып. 20, М., 1973, с. 70—71.

[2] *С. 23.* Имеется в виду книга Гансвиндта «Das jungste Gericht».

Р. Годдард

О возможности перемещения в межпланетном пространстве

[1] *С. 26.* Статья, в которой Годдард рассматривает реактивный метод движения, а также атомный источник энергии, написана в качестве сочинения на вольную тему в период обучения Годдарда в Вустерском политехническом институте (1904—1908). Исследование возможности использования для движения в космосе реакции заряженных частиц Годдард начал в 1906 г. Попыт-

ки опубликовать эту статью в популярных научных журналах были неудачными. Печатается в пер. с англ. языка по трехтомнику: The Papers of Robert H. Goddard. N.— Y., 1970*, vol. 1, p. 81—87. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 27*. Дж. Н. Локьер (1836—1920) — английский астрофизик. Изучал Солнце (спектр, хромосферу, пятна и др.). В 1868 г. выявил на Солнце присутствие гелия, обнаруженного на Земле только через 27 лет.

[3] *С. 27*. Гран — единица массы в системе английских мер, равная 64, 8 мг.

[4] *С. 28*. Кордит — вид бездымного пороха.

[5] *С. 28*. Солнечная постоянная равна 1,4 кВт на 1 м², т. е. в 1,5 раза меньше указанной Годдардом.

[6] *С. 30*. Дж. Дж. Томсон (1856—1940) — английский физик, автор исследований в области электрических разрядов в газах. Определил заряд электрона, объяснил природу ионов и пр.

[7] *С. 30*. У. Рамзай (1852—1916) — английский химик и физик. Исследовал радиоактивные превращения элементов. Открыл аргон (в 1894 г. вместе с Дж. Рэлеем) и другие инертные газы; в 1895 г. получил гелий.

[8] *С. 31*. Вывод о «самопроизвольной радиоактивности» не соответствует современным научным представлениям. Без внешних воздействий нельзя рассчитывать на отрыв электронов или на переход их на другую орбиту.

Медленное движение с помощью взрывчатых веществ

[1] *С. 33*. В «Зеленых записных книжках» (всего пять тетрадей) Годдард с января 1906 г. по октябрь 1912 г. конспективно записывал свои соображения по различным научным проблемам, а также делал наброски статей, расчетов и конструкций. Содержание этих записных книжек см. в работе «Доклад об условиях для минимума массы ракетного топлива», помещенной в настоящем сборнике.

Публикуемая здесь запись — первый набросок энергетического расчета ракеты. Печатается в пер. с англ. языка по трехтомнику: The Papers, vol. 1, p. 95—99. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 33*. Согласно формуле Циолковского, без учета силы притяжения и сопротивления среды 1 фунт после отброса 2 фунтов со скоростью 2000 фут/с должен приобрести скорость 2200 фут/с.

[3] *С. 33*. Выражение для суммарной энергии записано неточно, оно должно иметь следующий вид:

$$2\int_0^v (vdv)/2, \quad \text{или} \quad 2v^2/2 + v^2/2,$$

где первый член выражает энергию, выделенную 2 фунтами взрывчатого вещества при КПД 100%, второй — энергию, приобретенную 1 фунтом полезной массы, получившей в результате скорость v (автор эту последнюю энергию выражает через v^2).

[4] *С. 33*. При реакции водорода и кислорода без учета диссоциации выделяется около 3200 кал/г. У Годдарда здесь — всего 780 кал/г (ниже он принимает иное значение — 3833 кал/г).

[5] *С. 33*. Размерность фунт-сила.

[6] *С. 34*. Величину энергии следовало бы приравнивать к сумме величин, приведенных в комментарии[3] к данной работе, но результат получился бы тот же.

---

* В дальнейшем кратко «The Papers».

[7] *С. 35*. Здесь впервые у Годдарда рассматривается составная ракета, патент США № 1 102 653 на которую он получил 7 июля 1914 г. (это был его первый патент).

Перемещение в межпланетном пространстве

[1] *С. 38*. Работа является первым итогом исследований в области теории ракетного движения, которыми Годдард занимался в течение 1912—1913 гг., будучи преподавателем физики Принстонского университета. Подробное изложение результатов с математическими выкладками — в следующей статье настоящей книги. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 117—123. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 39*. Второй закон термодинамики неприменим ко Вселенной, где наряду с процессами рессеяния энергии осуществляются процессы концентрации энергии.

[3] *С. 39*. В начале XX в. оценивавшаяся весьма высоко вероятность космического катаклизма на Земле была одним из существенных аргументов в пользу необходимости космических полетов.

[4] *С. 40*. Патент США № 1 137 964 (от 4 мая 1915 г.) «Метод и средства получения электрически заряженных частиц».

[5] *С. 41*. По-видимому, идея направлять частицы навстречу друг другу высказывается здесь впервые. В настоящее время такой метод получил практическое применение в ускорителях элементарных частиц.

[6] *С. 41*. В примечании редактора «The Papers» высказывается суждение, что вопросительный знак означает сомнения Годдарда в точности этой цифры. Нетрудно подсчитать, что при таком соотношении масс конечная скорость для пироксилинового пороха будет почти в 2,5 раза ниже полученной Годдардом.

[7] *С. 42*. Согласно формуле Циолковского, соотношение масс при скорости истечения 2 440 м/с для конечной скорости 11,2 км/с составляет около 100.

[8] *С. 42*. Патент США № 1 102 653 (от 7 июля 1914 г.).

[9] *С. 42*. Впервые идея посылки ракетой на Луну заряда осветительного пороха записана Годдардом 26 декабря 1908 г. («Зеленая записная книжка» № 4).

Проблема поднятия тела на большую высоту над поверхностью Земли

[1] *С. 44*. Статья, подводящая итог исследованиям по теории и расчету ракеты, проведенным в период работы в Принстонском университете (1912—1913 гг.), написана Годдардом после болезни, когда он вновь приступил к преподаванию в Университете Кларка (в этот же период Годдард начал эксперименты с камерами сгорания на твердом топливе). Статья была представлена директору физической лаборатории университета д-ру А. Уэбстеру для широкого обсуждения. Позже (в декабре 1916 г.) она легла в основу доклада в Смитсонианский институт, изданного в 1919 г. под названием «Метод достижения предельных высот» (см. настоящий сборник). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 128—152. Перевод А. И. Иванникова, Н. Н. Хлебниковой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 44*. Годдарду, по-видимому, не были известны работы К. Э. Циолковского, изданные в 1903 г., 1911—1912 и 1914 гг., и Р. Эсно-Пельтри (1913 г.).

[3] *С. 45*. Интересная мысль о возможности использования автоматических космических аппаратов. В 1910—1920-е годы в работах пионеров ракетно-космической техники говорилось почти исключительно о пилотируемых космических полетах.

[4] *С. 45*. Впервые Луна была сфотографирована при ее облете с борта советской автоматической межпланетной станции «Луна-3» 7 октября 1959 г.

[5] *С. 46*. Имеются в виду патенты США № 1 102 653 и 1 103 503.

[6] *С. 46*. Эффективность сопла с расширяющейся конусной частью за критическим сечением связана не с увеличением полноты сгорания, а с более глубоким расширением газов. Идею применения для ракетного двигателя сопла Лаваля впервые высказал К. Э. Циолковский в работе 1903 г.

[7] *С. 47*. Идея ракетного двигателя с последовательной подачей в камеру сгорания пороховых зарядов, как известно, впервые высказана Н. И. Кибальчичем (1881).

[8] *С. 47*. Т. е. при истечении газов в абсолютный вакуум при полном расширении за соплом.

[9] *С. 50*. Каким образом из этого уравнения получается интеграл для m, автор не показывает, и сама запись формулы (9) вызывает сомнение. Однако далее автор не пользуется этой формулой.

[10] *С. 57*. В настоящее время имеются более точные данные о давлении, температуре и плотности атмосферы по высоте.

[11] *С. 61*. Годдард неоправданно пренебрегает различием в плотностях этих топлив.

Письмо президенту Смитсонианского института

[1] *С. 69*. Это — первое обращение Годдарда в Смитсонианский институт в связи с завершением теоретических, расчетных и экспериментальных (с камерами сгорания на твердом топливе) работ. Письмо, как и полный отчет, посланный в институт 4 декабря 1916 г. и опубликованный в 1920 г. («Метод достижения предельных высот»), были написаны по настоянию д-ра Уэбстера. Результатом этого письма было создание в институте специальной комиссии, выделившей Годдарду 5000 долларов на разработку многозарядной твердотопливной ракеты. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 170—175. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 69*. В августе 1917 г. Годдард все же предложил свою работу военному ведомству и также получил от него субсидию на разработку многозарядной ракеты.

[3] *С. 70*. Патент США № 1 191 299 «Ракетный аппарат» получен 18 июля 1916 г. Патент США № 1 194 496 «Ракетный аппарат» на многозарядную твердотопливную ракету получен 15 августа 1916 г.

[4] *С. 72*. Представление о снижении эффективности ракеты на больших высотах было весьма распространенным заблуждением.

Письмо секретарю Смитсонианского института

[1] *С. 75*. Письмо написано Годдардом после получения ответа из Смитсонианского института на его обращение в сентябре 1916 г. (см. предыдущую статью). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 177—178. Перевод В. И. Прищепы.

[2] *С. 75*. Чарлз Дж. Уолкотт, секретарь Смитсонианского института, в упомянутом письме задал вопросы о возможных затратах на изготовление многозарядной пороховой ракеты для высотных метеорологических исследований и затратах на эксперименты с нею.

Письмо секретарю Смитсонианского института

[1] *С. 77*. Письмо написано в период, когда Годдард активно занимался разработкой практических твердотопливных ракет военного назначения на средства армии и Смитсонианского института под общим руководством последнего. С этой целью по решению Смитсонианского института Годдард провел лето 1918 г. в мастерских солнечной обсерватории Маунт-Вилсон и неоднократно бывал в Вашингтоне. Главный целью Годдарда в этот период было привлечь к своим работам внимание военных кругов. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 300—301. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 77.* 6 ноября 1918 г. на Абердинском испытательном полигоне армии в присутствии специалистов армии и ВМС состоялись демонстрационные испытания нескольких типов ракет.

[3] *С. 77.* Годдард приготовил к демонстрации ракетные установки нескольких типов и разновидностей — безоткатные «ракетные орудия» калибром от 1 до 3 дюймов (заряд ракеты сгорает до покидания ею ствола), «орудия двойного действия» с малой отдачей калибром $1^3/_4$ и 3 дюйма (заряд ракеты продолжает гореть за пределами ствола) и многозарядные ракеты с поршневой и взрывной подачей топливных шашек в камеру сгорания.

[4] *С. 77.* 2-дюймовое безоткатное орудие имело длину ствола 1,7 м, вес 3,4 кг; ракетный снаряд — соответственно 50 см и 3,9 кг (головная часть — 1,8 кг); дальность действия — 360 м.

[5] *С. 78.* 3-дюймовое ракетное орудие «двойного действия» имело длину ствола 1,7 м, вес — 27,2 кг; ракетный снаряд — соответственно 35 см и 5,2 кг (головная часть — 4,5 кг); дальность действия — до 900 м.

[6] *С. 78.* Ракета этого типа (вес — 2,3 кг) имела поршневой механизм подачи пороховых зарядов (диаметр 1,2 см, длина 5—7 см, вес до 10 г) из трубчатого магазина в камеру сгорания со стороны сопла.

[7] *С. 78.* Ракета этого типа не имела никаких механизмов, заряды подавались в камеру через сопло из хвостового трубчатого магазина за счет подрыва капсюлей.

[8] *С. 78.* Предполагалось увеличить размеры зарядов по диаметру до 2,2 см и весу до 30 г. Ожидаемая дальность полета — до 5 миль при относительном весе головной части 30—40%.

Простой расчет возможностей принципа многозарядности

[1] *С. 79.* Статья написана в связи с неожиданным для Годдарда, который старался держать свои работы в секрете, сообщением вустерской газеты о том, что под его руководством якобы завершается постройка ракеты с высотой подъема 70 миль. В письме в Смитсонианский институт Годдард отмежевывается от этого сообщения, но заверяет, что разрабатываемая им многозарядная твердотопливная ракета способна достичь высоты 70 миль. К письму прилагается настоящий материал. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 318—320. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 79.* Эффективная скорость истечения в вакууме выше, чем в воздухе. Это следует и из эксперимента самого Годдарда, проведенного в 1915 г.

[3] *С. 79.* Речь идет о материале, посланном в институт в декабре 1916 г. (см. комм.[1] к статье «Проблема поднятия тела на большую высоту над поверхностью Земли»).

[4] *С. 79.* Эта формула выведена К. Э. Циолковским в 1897 г. и опубликована в 1903 г.

Метод достижения предельных высот *

[1] *С. 81.* Данная работа — первая опубликованная Годдардом капитальная монография по проблемам ракетной техники и космонавтики. Она была также первой после работы Эсно-Пельтри (1913 г.) научной публикацией на эту тему за рубежом, послужив там, особенно в Европе, существенным толчком к повышению интереса к ракетно-космической проблематике. Теоретическая и расчетная части этой работы выполнены Годдардом в Принстонском университете в 1912—1913 гг., эксперименты — в 1915—1916 гг. в период работы в Университете Кларка. Работа передана в Смитсонианский институт в конце 1916 г. и опубликована в трудах института, вышедших в свет в январе

* См. также комментарии к статье «Проблема поднятия тела на большую высоту над поверхностью Земли».

1920 г. Публикуется в пер. с англ. языка по кн.: *R. H. Goddard.* Rockets. N.-Y., 1946, где дан стереотип первого издания работы (Smithsonian Miscellaneous Collection, 1919, vol. 71, N 2). Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 82.* Представляет интерес совпадение до некоторой степени начальных тезисов данной работы и статьи К. Э. Циолковского «Исследование мировых пространств реактивными приборами» (1903).

[3] *С. 82.* Имеется в виду КПД цикла, зависящий от совершенства протекания процесса сгорания в камере и расширения в сопле. У современных ракетных двигателей он равен 0,30—0,55.

[4] *С. 82.* Высокие значения КПД, полученные Годдардом, объясняются, по-видимому, двумя факторами: очень высоким давлением в камере сгорания, которое не замерялось, и завышенной оценкой скоростей истечения.

[5] *С. 83.* Разработкой такой ракеты Годдард занимался в 1917—1922 гг.

[6] *С. 83.* Это первое у Годдарда упоминание в печати о возможности использования ракеты для космических полетов.

[7] *С. 84.* Эта модель атмосферы не подтвердилась, так же как и предположение о наличии на больших высотах некоего «геокорониума».

[8] *С. 85.* В настоящей работе Годдард рассматривает только ракету на твердом топливе, хотя в своих предыдущих исследованиях он уже говорил о преимуществах жидкого топлива — водорода и кислорода (см. также авторское примечание к данной работе, п. 19).

[9] *С. 87.* В иной форме записи уравнение движения ракеты впервые получено К. Э. Циолковским в 1897 г.

[10] *С. 101.* Такой результат, по-видимому, объясняется тем, что поверхность горения и газообразования на единицу площади критического сечения сопла в большой камере были больше, чем в малой.

[11] *С. 116.* Годдард здесь ошибается. Противодавление в эксперименте изменялось незначительно, поэтому у него не было оснований говорить о независимости скорости истечения от давления в резервуаре.

[12] *С. 118.* Годдард ошибается в оценке причин роста скорости истечения газов в вакууме. Этот рост связан с увеличением располагаемого перепада давления между камерой и средой.

[13] *С. 119.* Неправомерно сравнивать КПД цикла ракетной камеры с полным КПД тепловой машины, так как полный КПД ракеты зависит в конечном счете от скорости ее полета (в примечании 11 Годдарда на с. 216 говорится об этом). КПД лучших двигателей внутреннего сгорания не превышает 40%, а энергетический КПД лучших ракет — не более 30%.

[14] *С. 120.* Эффективность ракеты тем выше, чем больше масса топлива по сравнению с массой конструкции (ранее Годдард уже отмечал это).

[15] *С. 138.* В этом разделе впервые за рубежом опубликован расчет космической ракеты.

[16] *С. 140.* Это место в работе Годдарда привлекло особое внимание прессы того времени.

Доклад Смитсонианскому институту о дальнейшей разработке ракетного метода исследования космического пространства

[1] *С. 155.* Доклад написан через три месяца после выхода монографии «Метод достижения предельных высот», в период, когда Годдард, будучи профессором физики Университета Кларка, работал в основном над конструкцией многозарядной ракеты. Это первая представленная в Смитсонианский институт работа Годдарда, специально посвященная космонавтике. Следующий доклад по космонавтике в Смитсонианский институт был представлен в марте 1924 г. В августе 1929 г. вместе с докладом «Условия для минимума массы ракетного топлива» Годдард прислал дополнительные примечания к данному докладу, которые приводятся в конце текста. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 413—430. Перевод А. И. Иванникова, Н. Н. Хлебниковой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 157*. По-видимому, здесь впервые у Годдарда высказывается идея теплозащиты космического аппарата при входе в плотные слои атмосферы.

[3] *С. 159*. Несмотря на то, что Годдард уже не раз рассматривал возможности жидких топлив (см. далее в данной статье), в этот период он бы еще убежден в практической перспективности многозарядной твердотопливной ракеты. Только летом в 1921 г. он окончательно склонился в сторону ракеты на жидком топливе.

[4] *С. 160*. Скорость истечения для топлива жидкий O_2 и жидкий H_2 явно занижена.

[5] *С. 165*. Идея о необходимости отброса положительных и отрицательных ионов встречается в рукописи Ю. В. Кондратюка 1918—1919 гг. Годдард далее говорит о возможности использования электронов для нейтрализации струи (общепринятая сейчас схема для ионных двигателей).

[6] *С. 166*. Имеется в виду, очевидно, в сравнении по массе с электронами.

[7] *С. 167*. Здесь опущены не представляющие особого интереса фотографии экспериментальных устройств по схемам рис. *1a*, 1ь и *1c*, приведенные в The Papers.

Возможности ракеты в предсказании погоды

[1] *С. 172*. Данная работа представляет собой доклад, зачитанный в Национальной академии наук в Вашингтоне и опубликованный в трудах академии в августе 1920 г. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 437—440. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 172* Годдард удачно предвидит развитие ракетного зондирования атмосферы, начавшееся с конца 1940-х годов, однако чрезмерно занижает потребную для прогнозирования погоды высоту зондирования.

Первый отчет о ракетных разработках советy попечителей Университета Кларка

[1] *С. 175*. В отчете подведены первые итоги экспериментов с жидкими топливами в лаборатории и жидкостной камерой сгорания на стенде, которые были начаты Годдардом в июле 1921 г. В сопроводительном письме совету попечителей Годдард говорит о жидкостной ракете как о новом методе получения ракетной тяги и о своем желании отдать ей все свое внимание. Годдард просит также о сохранении результатов его работ в секрете. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 477—483. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 175*. Имеется в виду многозарядная пороховая ракета, над которой Годдард продолжал работать в то время.

[3] *С. 176*. В примечании редактора The Papers сообщается, что Годдард получал в это время жидкий кислород из Массачусетского политехнического института и перевозил его на автомобиле в двухстенном стеклянном сферическом сосуде Дьюара.

[4] *С. 176, 177*. Здесь опущена не представляющая интереса фотография, приведенная в The Papers.

[5] *С. 178*. См. также рис. 8 на с. 199. Кроме того, несколько фотографий, опубликованных в The Papers, здесь опущено.

[6] *С. 178*. Это местечко — ферма Уорд близ Обурна (штат Массачусетс). Там Годдардом были проведены многие испытания и запуски ракет в 1921—1929 гг.

[7] *С. 178*. По-видимому, это первое стендовое (с замером тяги) испытание ЖРД, примерная дата которого — февраль-март 1922 г.

[8] *С. 179*. Речь идет о многозарядной ракете.

Второй отчет о ракетных разработках советy попечителей Университета Кларка

[1] *С. 180.* Отчет посвящен результатам работ с марта 1921 по март 1922 г. Целью Годдарда на этом этапе было создание демонстрационной жидкостной ракеты с насосной подачей топлива, причем основные усилия были направлены на создание топливных насосов и приводов для них. В сопроводительном письме Годдард утверждает, что достигнутые им результаты убедили его в том, что жидкостная ракета — единственное средство для исследования областей атмосферы выше 25 миль и что работа по ее созданию может быть завершена до конца следующего года. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 490—494. Перевод В. И. Прищепы.

[2] *С. 183.* Здесь опущено несколько фотоиллюстраций, не представляющих интереса.

[3] *С. 183.* В примечании редактора The Papers говорится, что в августе 1929 г. Годдард так охарактеризовал предстоящий при написании данного отчета этап (с марта 1923 по сентябрь 1924 г.): «Разработка удовлетворительного насоса для жидкого кислорода, испытания с бензином и жидким кислородом, с воспламенителем на нитроглицериновом порохе, использующим электромотор, и с приводом, работающим, как предполагалось ранее, на парах кислорода; испытания подачи паров кислорода с помощью малого насоса и однопоршневого насоса; изучение специфических механических свойств и при низких температурах; испытания с одной жидкостью».

Доклад совету попечителей Университета Кларка о принципах и возможностях ракеты, разработанной Р. Годдардом

[1] *С. 184.* Доклад написан сразу же после ознакомления с монографией Г. Оберта «Ракета в космическое пространство» (см. настоящий сборник) и представляет собой краткое изложение результатов проведенных Годдардом исследований и разработок. Копия доклада послана в Смитсонианский институт. Доклад имеет приложение о работах за истекшие два года (см. след. статью). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 509—517. Перевод В. И. Прищепы и Л. Г. Мартищенко.

[2] *С. 184.* См. первую работу Годдарда в настоящем сборнике.

[3] *С. 185, 189.* Имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот».

[4] *С. 185.* См. доклад, помещенный на с. 155—168 настоящего сборника.

[5] *С. 189.* Цифра в квадратных скобках здесь и далее указывает страницу работы Оберта, опубликованной в настоящем сборнике.

[6] *С. 189.* Приоритетные претензии Годдарда, о которых говорится в этом разделе, не имеют принципиального значения. Совершенно очевидно, что Оберт работал самостоятельно, не будучи осведомленным о дневниковых записях, патентах и отчетах Годдарда, хотя работа «Метод достижения предельных высот» вышла за три года до издания монографии Оберта. Следует отметить также, что некоторые идеи, упоминаемые Годдардом, были высказаны до него Циолковским и Гансвиндтом.

Приложение к докладу совету попечителей Университета Кларка о работах, проведенных с июля 1921 по август 1923 г.

[1] *С. 193.* Приложение к докладу от 1 августа 1923 г. (см. предыдущую работу) представляет собой отчет о ракетных разработках за два года по вопросам, не освещенным в весенних отчетах 1922 и 1923 гг. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 498—508. Перевод А. А. Шестакова и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 193, 199.* См. настоящий сборник.
[3] *С. 193.* Здесь опущена фотография, приведенная в «The Papers».
[4] *С. 194, 197.* Здесь опущено несколько не представляющих особого интереса иллюстраций, приведенных в «The Papers».
[5] *С. 194.* Алундум — абразивный материал на бокситовой основе.
[6] *С. 196, 198.* См. рис. 6 на с. 178.
[7] С. *198.* См. рис. 5 на с. 178.
[8] *С. 201.* См. рис. 4 на с. 182.
[9] *С. 201.* В примечании редактора «The Papers» приводится комментарий Годдарда к рис. 11, *а*. Схему камеры с охлаждающим кожухом и подачей окислителя вдоль стенки и горючего по оси камеры он считает «важным принципом».
[10] *С. 201.* Турбонасосную систему подачи топлива для своих ЖРД Годдард начал разрабатывать лишь в 1932 г.
[11] *С. 201.* Здесь впервые у Годдарда встречается мысль об однокомпонентном топливе.

Дополнительный отчет о последних разработках

[1] *С. 203.* Отчет был написал специально к посещению Годдарда секретарем Смитсонианского института Ч. Абботом 25—26 марта 1924 г. В сопроводительном письме Годдард просит сохранить отчет (как и предыдущие) в секрете. На основании этого отчета Аббот написал доклад, по выводам которого Годдарду для продолжения работ была выделена новая субсидия. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 531—540. Перевод И. Н. Бубнова и Н. Н. Хлебниковой.
[2] *С. 203.* В упомянутом в п. 1 письме Годдард высказывает соображения, что для космической ракеты лучше всего использовать кислородно-водородное топливо.
[3] *С. 203.* В докладе совету попечителей Университета Кларка в августе 1923 г. (см. настоящий сборник) Годдард отдавал предпочтение избытку окислителя.
[4] *С. 204.* См. комм. 3 к этой работе.
[5] *С. 204.* Весовое соотношение водорода и кислорода в современных ЖРД составляет 1 : 5.
[6] *С. 205.* Имеется, очевидно, в виду размерность в ккал/кг, однако цифра слишком занижена — по современным данным, теплотворная способность кислородно-водородного топлива достигает 3500 ккал/кг.
[7] *С. 209.* У современных жидкостных ракет начальные ускорения не столь высоки, чтобы могла возникнуть ударная нагрузка, которую имеет в виду Годдард.
[8] *С. 207.* Имеется в виду отношение $g/(g + a)$, где g — ускорение силы тяжести, a — ускорение ракеты.
[9] *С. 209.* Речь идет, по сути дела, о варьировании тяги двигателя.
[10] *С. 210.* Идея терморегулирования таким способом рассматривалась Циолковским в работе 1911—1912 гг.
[11] *С. 210.* С современных позиций расчеты, сделанные Годдардом, оказываются весьма неточными, однако представляют немалый интерес.

Письмо Чарлзу Дж. Абботу (5 октября 1925 г.)

[1] *С. 212.* Письмо секретарю Смитсонианского института написано в период работы над малой демонстрационной ракетой накануне первых ее стендовых испытаний. В сентябре 1924 г. Годдард решил для подачи жидкого кислорода, кроме насоса, применить систему выдавливания из бака. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 570—571. Перевод И. Н. Бубнова.
[2] *С. 212.* ЖРД был рассчитан на тягу 5—7 кг, но развивал лишь около 3,5 кг.

Из дневника Р. Годдарда (16—17 марта 1926 г.)

[1] *С. 213*. В течение многих лет Годдард вел регулярные дневниковые записи, связанные с исследованиями и экспериментами по ракетной технике. Настоящая запись относится к запуску Годдардом первой в мире жидкостной ракеты 16 марта 1926 г. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 580—581. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 213*. 30 января 1926 г., стремясь скорее осуществить демонстрационный полет, Годдард приступил к созданию ракеты упрощенной конструкции — с вытеснительной системой подачи. Первая попытка запустить эту ракету 6 марта 1926 г. не удалась из-за прогара. В данной успешной попытке начальный вес ракеты 4,65 кг, сухой вес 2,6 кг. Фотографии ракеты до и после ее испытания были опубликованы в 1936 г. в работе «Разработка ракет на жидком топливе» (см. настоящий сборник).

Письмо Чарлзу Дж. Абботу (5 мая 1926 г.)

[1] *С. 214*. Письмо секретарю Смитсонианского института написано после нескольких стендовых испытаний и двух успешных запусков Годдардом малых жидкостных ракет с передним расположением камеры сгорания и вытеснительной системой подачи: первой — 16 марта и второй — 3 апреля 1926 г. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 587—590. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 214*. Это было первое успешное испытание жидкостной ракеты на стенде (топливо — жидкий кислород и бензин). Ракета имела насосную систему подачи топлива. ЖРД развивал тягу до 5,5 кг.

[3] *С. 214*. Согласно приложению 5 к «The Papers» (p. 1661), испытания длились 24 с, причем тяга превышала вес ракеты с 13-й по 24-ю секунду.

[4] *С. 215*. Ракета в этом испытании поднялась на весь диапазон стенда (30 см).

[5] *С. 215*. Согласно приложению 5, до 5 мая 1926 г. было еще только одно испытание, 3 апреля, в котором полет длился 4,2 с. В дневнике Годдарда («The Papers», p. 586) упоминается еще о двух неудачных испытаниях — 13 апреля и 4 мая, при которых ракета не оторвалась от рамы, хотя (во втором случае) двигатель работал 40 с. Ракета, испытанная 4 мая 1926 г., имела общепринятую потом компоновку — с задним расположением камеры сгорания.

[6] *С. 216*. Известно, что 5 мая Годдард принял решение построить ракету, в 20 раз большую по масштабу, с начальным весом около 90 кг. До ее успешного испытания было решено сообщений о первой ракете не публиковать.

Письмо Чарлзу Дж. Абботу (7 декабря 1927 г.)

[1] С. *217*. Письмо секретарю Смитсонианского института написано через три месяца после того, как Годдард, потерпев летом 1927 г. неудачу с созданием крупной (в 20 раз больше, чем самая первая) ракеты, в октябре решил начать разработку демонстрационной ракеты меньших размеров, с начальным весом около 20 кг. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 1, p. 625—628. Перевод В. И. Прищепы.

Описание полета 17 июля 1929 г.

[1] *С. 220.* Запись посвящена успешному полету ракеты с начальным весом около 26 кг (длина 3,5 м) с ЖРД, имеющим пленочное охлаждение камеры. Ракета несла несколько приборов. Результатом полета было привлечение к работам Годдарда широкого внимания прессы и научных кругов. После этого полета Годдард стал регулярно получать крупные субсидии от фонда Гуггенхеймов. Запись печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 668—673. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 222.* Максимальная высота подъема около 28 м.

Доклад об условиях для минимума массы ракетного топлива

[1] *С. 226.* Доклад представляет собой очередной отчет Смитсонианскому институту о проведенных теоретических исследованиях в области космонавтики и ракетной техники. В конце доклада приведен перечень записей в «Зеленых записных книжках» (1906—1912 гг.), которые в 1929 г. Годдард привел в порядок и отрывок из которых за 1909 г. приведен в настоящем сборнике. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 688—698. Перевод Т. Ю. Каменцевой, Н. Н. Хлебникова и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 226.* См. настоящий сборник.

[3] *С. 227.* Использовать солнечные тепловые двигатели для движения в плотных слоях атмосферы не удалось бы из-за низкой плотности энергии солнечного потока и невозможности получить высокие КПД преобразования.

[4] *С. 227.* То же, что и в предыдущем примечании, можно сказать об использовании солнечной энергии для непосредственного получения реакции газов.

[5] *С. 227.* Медленный разгон орбитального аппарата до параболической скорости с использованием солнечной энергии, по-видимому, вполне реален.

[6] *С. 227.* Солнечно-ионные двигательные установки для межпланетных перелетов вполне реальны. Идею их использования ранее выдвигали К. Э. Циолковский, Ф. А. Цандер и др.

[7] *С. 228.* До настоящего времени не удалось решить задачу унификации двигательных установок для различных этапов космического полета.

[8] *С. 228.* Использование электронов для реактивного движения невыгодно из-за их малой массы.

[9] *С. 228.* Патент США № 1 809 115 «Устройство для получения ионов» получен Годдардом 9 июня 1931 г.

[10] *С. 229.* Мысль Годдарда здесь не ясна.

[11] *С. 230.* По-видимому, имеется в виду скачок уплотнения.

[12] *С. 231.* Речь идет о пяти тетрадях, позже названных «Зеленые записные книжки».

[13] *С. 235.* На обложке четвертой тетради Годдардом написано: «Определить, в какой мере возможно исследовать космос методами, иными, кроме телескопов».

[14] *С. 235.* См. в настоящем сборнике работу «Из „Зеленой записной книжки“».

[15] *С. 237.* На обложке пятой тетради Годдардом написано: «Разработка средств для проведения исследований на больших высотах».

Заявление относительно желательности переиздания патентов США № 1 102 653 и 1 103 503 в интересах национальной обороны

[1] *С. 238.* Заявление послано в министерство обороны по совету профессора Института Карнеги Джона А. Флеминга в связи с истечением в 1931 г. срока этих патентов Годдарда, которые он получил в 1914 г. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 782—784. Перевод В. И. Прищепы

[2] *С. 238*. Первое применение ЖРД в качестве ускорителя взлета самолетов имело место в США в июле 1941 г.

[3] *С. 239*. Турборакетные двигатели до настоящего времени применения не нашли.

[4] *С. 239*. Впервые экспериментальная противосамолетная ракета класса «земля-воздух» на жидком топливе была создана в Германии в 1944 г. («Вассерфаль»).

[5] *С. 239*. В 1917—1918 гг. Годдард разработал несколько типов артиллерийских и пехотных ракет (включая прототип известной «базуки»), которые были им продемонстрированы представителям военного ведомства (см. в настоящем сборнике письмо секретарю Смитсонианского института от 15 ноября 1918 г.).

[6] *С. 240*. Здесь впервые у Годдарда идет речь о возможности применения ракет как средств поражения дальнего действия.

Ракетная турбина для самолета

[1] *С. 241*. Статья написана для «Нью-Йорк таймс» по предложению ее редактора. В сопроводительном письме редактору Годдард пишет, что, хотя объем статьи получился меньше предложенного, в ней содержатся все его соображения по этому поводу. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 800—803. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 241*. Патент США № 1 809 271 (от 9 июня 1931 г.) «Движение самолета».

[3] *С. 241*. Рисунки приведены в тексте патента № 1 809 271. Фотография модели ракетно-турбинного самолета несколько иной конструкции, испытанной Годдардом 25 марта 1930 г., приведена в «The Papers».

[4] *С. 242*. При рассматриваемых Годдардом условиях КПД ракетного двигателя ниже, чем у дизеля.

[5] *С. 242*. Применение ракетного двигателя на самолете, действительно, неэкономично. Ниже Годдард говорит о возможности получить большой прирост полного импульса на единицу веса двигательной установки, что выгодно для резкого повышения скорости.

[6] *С. 243*. Годдард не принимает во внимание сложность создания ракетной турбины, хотя бы с точки зрения охлаждения лопаток, их прочности, защиты от эрозии и т. д.

[7] *С. 243*. Морис Руа (р. 1899) — французский ученый-механик, академик, в 1949—1962 гг.— директор Национального управления по авиационным и космическим исследованиям, специалист в области реактивных двигателей, автор книги «О полезном действии и условиях применения ракетных аппаратов» (русское издание — 1936 г.).

[8] *С. 244*. Имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот».

Отчет о работах по ракетам в Розуэлле

[1] *С. 245*. Это первый известный отчет Годдарда наблюдательной комиссии фонда Гуггенхеймов за время работы на его субсидию с лета 1930 г., когда в Розуэлле Годдардом был создан небольшой испытательный полигон и производственная мастерская. Отчет направлен всем членам комиссии и президенту Университета Кларка У. Атвуду. Детали разработок и описание оборудования Годдард здесь опустил (опубликованы в 1948 г.). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 810—817. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 245*. Этот доклад, датированный 3 января 1931 г., составителями «The Papers» не обнаружен.

[3] *С. 245*. Это был первый запуск ракеты в Розуэлле. Ракета имела камеру сгорания диаметром 14,6 см, развивающую тягу до 135 кг. Сухой вес

ракеты 15,2 кг, вес топлива до 7 кг, длина ракеты 3,4 м, система подачи вытеснительная. Ракета достигла высоты около 600 м.

[4] *С. 245.* Имеется в виду скорость истечения более 1500 м/с.

[5] *С. 245.* Имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот».

[6] *С. 246.* В «The Papers» приводятся опущенные здесь дополнительные фотоиллюстрации.

О ракетных разработках, проводившихся в Розуэлле в 1930—1932 гг., и о возможностях применения ракет

[1] *С. 252.* Доклад написан по просьбе военно-морского ведомства США и направлен исполнительному секретарую ВМС Х. Л. Рузвельту. В письме к нему Годдард указывает, что в случае желания широко изучить этот доклад в учреждениях ВМС, необходимо получить согласие фонда Гуггенхеймов. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 852—860. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 252.* Так Годдард называл башню для статических испытаний ракеты.

[3] *С. 253.* Имеется в виду вес конструкции ракеты.

[4] *С. 253.* Бóльшая часть фотоиллюстраций к настоящему докладу помещена в работе «Разработка ракет на жидком топливе», опубликованной в настоящем сборнике (рис. 5, 6, 8).

[5] *С. 255.* После этого полета осенью 1931 г. состоялось еще четыре успешных запуска ракет со стартовым весом около 80 кг. В одном из полетов была достигнута высота более 520 м и сработал посадочный парашют.

[6] *С. 255.* Ракета, запущенная 19 апреля 1932 г., согласно Приложению 5 к «The Papers», достигла высоты лишь 38 м, находясь в воздухе 5 с.

[7] *С. 256.* В период 1932—1934 гг. Годдард, не имея достаточных средств на летные испытания ракет, вновь преподавал в Университете Кларка.

[8] *С. 257.* Имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот».

[9] *С. 257.* См. работу «Ракетная турбина для самолета».

Краткий обзор ракетных разработок, проведенных в Университете Кларка в 1933—1934 гг.

[1] *С. 259.* Обзор написан, по-видимому, в августе—сентябре 1934 г., в период, когда Годдард вернулся из Розуэлла на преподавательскую работу в Университет Кларка. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 878—884. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 260.* Пульсометр—насос, нагнетание в котором осуществляется за счет подачи в рабочую камеру пара с последующей его конденсацией.

[3] *С. 263.* Вода применялась в этих испытаниях как рабочее тело.

[4] *С. 265.* В тексте «The Papers» приведено еще несколько фотоиллюстраций, не представляющих интереса.

Разработка ракет на жидком топливе

[1] *С. 266.* Вторая крупная публикация Годдарда и первая после теоретической монографии «Метод достижения предельных высот» (1920 г.) представляет собой краткий обзор работ Годдарда по жидкостным ракетам в период с 1921 по 1935 г. Работа завершена автором в декабре 1935 г. Печатается в пер. с англ. языка в кн.: *R. H. Goddard.* Rockets. N. Y., 1946, где эта работа публиковалась по первому изданию в Smithsonian Miscellaneous Collection, 1936, vol. 95, N 3. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 267.* Имеется в виду разрабатываемая Годдардом в 1917—1922 гг. многозарядная твердотопливная ракета.

[3] *С. 273.* Имеется в виду сухой вес ракеты. Полный вес составлял около 22 кг.

Отчет о работе над ракетами в 1935—1936 гг.

[1] *С. 284.* Отчет написан о работе за период с 30 октября 1935 г. по 1 сентября 1936 г. и послан Гарри Ф. Гуггенхейму, а также Чарлзу Линдбергу. В конце 1935 г. Годдард завершил летные испытания ракет серии А, зимой 1935—1936 гг. занимался статическими испытаниями ракет серии К с камерой сгорания диаметром 25,4 см, а летом 1936 г. приступил к их летным испытаниям (серия L-A). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 1013—1022. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 284.* В 1934 г. Годдард не проводил летных испытаний. Максимальная высота полета до начала отчетного срока была достигнута 28 марта 1935 г.— около 1460 м.

[3] *С. 284.* Последний полет ракеты серии А. Начальный вес ракеты — около 40 кг, достигнутая высота — около 1200 м.

[4] *С. 288.* В «The Papers» здесь дается фотоиллюстрация, не представляющая интереса.

[5] *С. 288.* В Приложении 5 к «The Papers» приводится максимальное значение тяги в этой серии испытаний — 623,5 фунта (283 кг).

[6] *С. 294.* Согласно Приложению 5, ракета поднялась на высоту около 60 м (при высоте пусковой башни 24 м) и упала в 90 м от башни. Полет продолжался 5 с.

[7] *С. 294.* Следующий полет состоялся 3 октября 1936 г. (настоящий отчет датирован 7 октября) с тем же результатом.

Современное состояние работ над ракетой и предложения на 1937—1938 гг.

[1] *С. 296.* Отчет послан Гарри Ф. Гуггенхейму, а также Чарлзу Линдбергу. В это время Годдард проводил летные испытания ракет серии L-B с камерой сгорания диаметром 14,6 см. Отчет печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 2, p. 1049—1052. Перевод В. И. Прищепы.

[2] *С. 296.* Всего с сентября 1936 г. по февраль 1937 г. было проведено пять летных испытаний (одно из них — с ракетой, имеющей связку из четырех ЖРД диаметром 14,6 см).

[3] *С. 296.* В Приложении 5 к «The Papers» эти испытания датируются 1 февраля 1937 г.

[4] *С. 296.* Согласно Приложению 5, этот полет продолжался 20 с, достигнутая высота — 450 м (при дальности 900 м).

[5] *С. 297.* Очередной полет состоялся 26 марта 1937 г. В нем была достигнута максимальная для ракет Годдарда высота полета — около 2,7 км (при дальности 1,6 км).

[6] *С. 298.* Имеется в виду отчет Чарлзу Линдбергу, а также Гарри Ф. Гуггенхейму.

Разработка ракеты в период с февраля 1937 по февраль 1938 г.

[1] *С. 299.* Отчет послан Гарри Ф. Гуггенхейму, а также Чарлзу Линдбергу. В этот период Годдард начал летные испытания гироскопически стабилизируемых ракет серии L-C с облегченными баками. Ожидался полет на большую высоту в присутствии официальных наблюдателей от Национальной ассоциации аэронавтики и других организаций. Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 3, p. 1113—1127. Перевод И. Н. Бубнова.

[2] *С. 301.* В этих летных испытаниях ракета не удержалась на вертикальной траектории и упала примерно в миле от пусковой башни.

[3] *С. 301, 304, 306, 311, 312.* В оригинале здесь даются фотоиллюстрации, не представляющие интереса.

[4] *С. 301.* Эти летные испытания были весьма успешными — ракета поднялась на высоту около 990 м при хорошей стабилизации.

[5] *С. 301*. Имеется в виду, очевидно, прочность на разрыв.

[6] *С. 306*. Ракета с начальным весом около 74 кг достигла высоты 630 м (при дальности 300 м).

[7] *С. 306*. Имеется в виду центр давления.

[8] *С. 307*. Ракета в этом полете поднялась на высоту более 600 м.

[9] *С. 311*. Согласно Приложению 5 к «The Papers», в этом полете двигатель не развил номинальной тяги и ракета упала в 30 м от башни.

[10] *С. 313*. Речь идет о ракетно-турбинном двигателе с винтовым движителем.

[11] *С. 314*. Внешний КПД ракеты определяется с учетом того, что истекающий газ имеет первоначальный запас энергии в результате движения ракеты. Поэтому определенные здесь потери несколько завышены.

[12] *С. 314*. См. статью «Ракетная турбина для самолета» в настоящем сборнике.

[13] *С. 315*. В августе 1938 г. Годдард приступил к разработке ракеты с турбонасосной системой подачи (серия P). Только летом 1940 г. он начал летные испытания; в двух полетах — 9 августа 1940 г. и 8 мая 1941 г. — ракеты оторвались от пусковой башни, однако не поднялись на высоту более 100 м. Осенью 1941 г. разработки были прекращены.

Набросок программы ракетных разработок на десятилетие

[1] *С. 316*. Доклад написан для фонда Гуггенхейма через три недели после последнего пуска Годдардом ракеты с вытеснительной системой подачи. Осенью этого же года Годдард перешел к разработке ракеты с турбонасосной системой подачи. Следует заметить, что оценка 10-летней перспективы развития ракетных разработок у Годдарда весьма скромна (в Германии, например, в этот период уже велась разработка ракеты дальнего действия V-2). Печатается в пер. с англ. языка по: The Papers, vol. 3, p. 1186—1193. Перевод Т. Ю. Каменцевой и И. Н. Бубнова.

[2] *С. 316*. Имеется в виду ракетно-турбинный двигатель (см. статью «Ракетная турбина для самолета»).

[3] *С. 317*. Имеется в виду работа «Метод достижения предельных высот».

[4] *С. 320*. По-видимому, имеется в виду стабилизация с использованием маховиков.

[5] *С. 321*. В этот период в разработке ЖРД долгохранимые топлива (с азотными окислителями) уже широко применялись, особенно в СССР.

[6] *С. 321*. Годдард в этот период по-прежнему считает перспективной схему ракетно-турбинного двигателя, хотя низкая эффективность и конструктивная сложность ее в то время были уже очевидными.

[7] *С. 323*. См. помещенное в настоящем сборнике письмо секретарю Смитсонианского института от 15 ноября 1918 г.

[8] *С. 323*. «Римская свеча» — тип фейерверочного устройства.

[9] *С. 323*. По-видимому, имеется в виду эжектирование воздуха в сопло ЖРД.

Р. Эсно-Пельтри

Соображения о результатах неограниченного уменьшения веса двигателей

[1] *С. 326*. Сообщение сделано на заседании Французского физического общества 15 ноября 1912 г. и впервые опубликовано в «Journal de Phisique théorique et appliquée», 1913, série 5, v. III.

[2] *С. 327*. Для случая движения ракеты в среде без сопротивления и влияния гравитации сила тяги ракетного двигателя $F = M\gamma = MdV/dt$; с другой стороны, она равна по величине и противоположна по знаку произведению μv; отсюда получается формула (1), где, кроме того, $\mu dt = dm$.

[3] *С. 327.* Из (1) $-M/\mu dV = vdt$; но $M = M_0 - \mu t$; следовательно, $-(M_0 - \mu t)/\mu \cdot dV = vdt$ или $-(T - t)\, dV = vdt$; записав $dV = -v \times dt/(T - t)$, получим неопределенный интеграл $V = v \ln (T - t) + C$; при $t = 0$ скорость $V = 0$ и, следовательно, $C = -v \ln T$, поэтому окончательно $V = v \ln (T - t)/T$.

[4] *С. 328.* Как видим, Р. Эсно-Пельтри еще в 1912 г. указывал на возможность применения поворотных ракетных двигателей или вспомогательных малых ракетных двигателей для обеспечения полета по заданной траектории и маневрирования.

[5] *С. 328.* Берется определенный интеграл в пределах от R до x при постоянных M, γ и R.

[6] *С. 328.* Так как $M\gamma = P$.

[7] *С. 329.* Величина второй космической скорости в настоящее время уточнена и равна 11,19 км/с.

[8] *С. 330.* Здесь Эсно Пельтри высказывает весьма плодотворную идею применения комбинированной системы «самолет-ракета», которая положена в основу большинства разработок современных космических транспортных средств.

[9] *С. 330.* В действительности без опасения за жизнь человека, как показывают медико-биологические исследования и авиационно-космическая практика, может быть допущено значительно большее ускорение.

[10] *С. 332.* Здесь автор использует вновь обозначение T, но теперь имеющее значение работы, а не полного времени работы двигателя ракеты.

[11] *С. 332.* До этого автор буквой ρ обозначал радиус Луны.

[12] *С. 334.* Автор еще в 1912 г. ставил вопрос о создании искусственной гравитации для космического полета в условиях невесомости.

[13] *С. 335.* Торможение будет производиться с переменным ускорением — следовательно, и сила будет переменной (при постоянстве массы).

[14] *С. 335.* $857 \cdot 10^{10} = 67{,}2 \cdot 10^6 \cdot 300 \cdot 427$ кгм и представляет всю работу при использовании 300 кг топлива; 24 000 — число секунд, в течение которых затрачивается вся работа.

[15] *С. 335.* Конечно, предложение о полете с непрерывным ускорением в $1{,}1g$ в течение всего полета на Луну и планеты для химического топлива нереально. Электроракетные движители (ионные и плазменные) также не смогут обеспечить ускорения $1{,}1g$; эти движители позволяют получить ускорения порядка $10^{-4}g$.

[16] *С. 335.* Предложение автора об использовании ядерной энергии представляет собой особый исторический интерес как смелая мысль о необходимости применения для дальних космических полетов новых источников энергии, более мощных, чем энергия химических топлив.

Исследование верхних слоев атмосферы при помощи ракеты и возможность межпланетных путешествий

[1] *С. 336.* Сообщение сделано на заседании Французского астрономического общества 8 июня 1927 г. Впервые опубликовано в периодическом издании этого общества: «L'Astronomie». Paris, 1928, vol. 42. На русском языке впервые опубликовано в кн.: *Н. А. Рынин.* Межпланетные сообщения, вып. 8, 1932, с. 17—89. В данном сборнике публикуется по пер. Н. А. Рынина. Работа представляет собой развитие предыдущей, опубликованной в 1913 г. Ее содержание имеет историческое значение и является фундаментальным на ранней стадии развития ракетно-космической науки.

[2] *С. 338.* Здесь на Фербера и, по-видимому, на Р. Эсно-Пельтри оказали влияние идеалистические теории о «тепловой смерти» Вселенной, несостоятельность которых доказана современной наукой.

[3] *С. 338.* В данном случае Р. Эсно-Пельтри допустил вольность, полагая, что Р. Годдард занимался разработкой ракет, следуя идее, высказанной А. Бингом: влияние А. Бинга на Р. Годдарда не имеет доказательств.

[4] *С. 338.* Патент Р. Годдарда на многоступенчатую ракету получен 7 июля 1914 г.

[5] *С. 339*. Мнение Р. Эсно-Пельтри о том, что начальная масса ракеты должна в несколько тысяч раз превышать конечную, ошибочно. К такому выводу он пришел в результате того, что чрезмерно занизил верхний допустимый предел значений перегрузок. К тому же Эсно-Пельтри, вероятно, не в полной мере оценил положительный эффект использования многоступенчатых аппаратов, о которых он мог почерпнуть сведения из работы Годдарда и патента А. Бинга.

[6] *С. 344*. Скорости истечения газов из сопел современных ракетных двигателей значительно больше 2000 м/с.

[7] *С. 345*. По современной терминологии здесь и в других соответствующих местах нужно понимать «топливо», а не «горючее».

[8] *С. 350*. Под l автор понимает длину топливного заряда в момент t; в связи с этим формула (45) будет верна при $dM = \rho' S dl$.

[9] *С. 351*. Учитывая (59).

[10] *С. 353*. Автор вводит без необходимости обозначения ρ' и v' и далее принимает $\rho' = \rho$ и $v' = v$, что правильно.

[11] *С. 358*. Автор для получения (123) из (122) принимает $y \ll a$.

[12] *С. 364*. Здесь $K = C_x\rho$, где C_x — коэффициент сопротивления, ρ — плотность воздуха.

[13] *С. 365*. Проще, R — газовая постоянная.

[14] *С. 366*. Автор прав только в том, что сжатие воздуха при большой скорости движения снаряда имеет первостепенное значение для повышения температуры воздуха, обтекающего снаряд; однако исключать эффект трения нет оснований, так как трение приводит к торможению газа в пограничном слое и к повышению его температуры.

[15] *С. 367*. Эти рассуждения автора неточны, так как не учитывают закона движения ракеты от старта и до достижения первой космической скорости и, кроме того, не принимается во внимание теплоизоляция аппарата, которая позволяет возвращаться на Землю пилотируемому кораблю со второй космической скоростью. Сам автор допускает такую возможность.

[16] *С. 369*. Теоретическая скорость истечения продуктов сгорания кислородно-водородного топлива превышает 4000 м/с.

[17] *С. 370*. Атомарный водород неустойчив и до сих пор еще его применение недоступно.

[18] *С. 374*. Эсно-Пельтри имеет в виду тормозной двигатель.

[19] *С. 376*. Точнее — не теплота, а температура.

[20] *С. 378*. Среднее значение прироста температуры на 100 м глубины составляет на суше около 3°. В районе вулканов и активных тектонических движений этот прирост температуры значительно больше.

[21] *С. 379*. Расчеты автора являются приближенными. В настоящее время точные измерения дают температуру поверхности Луны на освещаемой Солнцем стороне максимально +130° С, а лунной ночью — около —150° С.

[22] *С. 380*. В настоящее время температура на поверхности Венеры, по данным автоматических межпланетных станций «Венера» и «Маринер», принимается равной 450° С.

[23] *С. 380*. Альбедо служит для оценки отражательной способности поверхности и определяется отношением лучистого потока, рассеянного поверхностью заданной площади, к лучистому потоку, поступающему на эту поверхность извне.

[24] *С. 381*. Максимальная температура поверхности в районе экватора Марса достигает +25° С на солнечной стороне; ночная температура от 70 до —100° С.

[25] *С. 390*. Определение жизни, а также дискуссия с Аррениусом (С. Аррениус — шведский ученый, физикохимик; 1859—1927) не представляют интереса для современного читателя.

[26] *С. 391*. Не касаясь деталей, отметим, что Эсно-Пельтри приходит к правильному выводу об особо благоприятных условиях на Земле для возникновения и развития жизни во всем разнообразии ее форм.

[27] *С. 395*. Современные исследования дают основания принимать температуру в космическом пространстве равной 3—4 К.

[1] *С. 401.* Содержание доклада, представленного Р. Эсно-Пельтри в мае 1928 г. генералу Феррье, свидетельствует о глубоком и всестороннем понимании автором возможностей военного применения ракет. Характер излагаемых в докладе проблем обязывал Эсно-Пельтри к соблюдению мер предосторожности, с точки зрения гласности, что и поныне крайне затрудняет выяснение дальнейшей судьбы этой весьма примечательной работы. Материалы доклада публикуются в том виде, в каком они были подготовлены для генерала Феррье. Феррье в течение многих лет занимал ряд ответственных постов в различных военных ведомствах Франции. Поэтому-то Эсно-Пельтри воздержался от посылки Феррье заключительной части доклада, содержавшей, безусловно, известные ему сведения о тактико-технических возможностях ствольной артиллерии и авиации.

Текст печатается по материалам, присланным Советскому национальному объединению историков естествознания и техники сотрудником Французского национального центра космических исследований Л. Блоссе.

[2] *С. 401.* В присланных из Франции материалах действительно имеется 36 страниц машинописного текста, однако на последней странице (с. 422) вообще нет формул.

[3] *С. 403.* Из дальнейшего текста следует, что $t \leqslant T$ и $\lambda \leqslant 1$; при $t = T$ величина $\lambda = 0{,}8$, т. е. вес топлива составляет 80% от веса ракеты.

[4] *С. 404.* Из (3) $dM/dt = -\mu Sv$; но из этой же формулы (3) $\mu Sv = M/T - t$; следовательно, $dM/dt = -M/T - t$ или окончательно $-v/M \times dM/dt = v/T - t$, т. е. формула (4).

[5] *С. 405.* Из формулы (12) следует, что $dt = Kv/gd\lambda$; используя это, автор получает уравнения (13) и (14).

[6] *С. 409.* Опечатка в подлиннике: нужно из второго уравнения (29).

[7] *С. 410.* Формула (40) должна иметь вид:

$$x - x_0' = \frac{V'^2}{g} \cos \tau_0' \left[\sin \tau_0' + \sqrt{\sin^2 \tau_0' + \frac{2gy_0'}{V_0'^2}} \right].$$

[8] *С. 412.* Историческая справка весьма неполна и к тому же содержит ряд неточностей.

[9] *С. 413.* Функция Гавра $F(V)$ определяется, как это видно из упомянутой выше работы Р. Эсно-Пельтри, из формулы $\Gamma = \Delta_0' a'/p' \sin \gamma e^{-hv} F(V) \times 100$, где F — ускорение, Δ_0' — вес 1 м^3 воздуха у Земли; a' — диаметр в метрах; p' — вес в килограммах; $h = 10^{-4}$.

[10] *С. 414.* Разделив F_t на M, автор заменяет это отношение ускорением dV/dt; равным образом отношение F_n/M заменяет центробежным ускорением V^2/ρ.

[11] *С. 422.* Окончание фразы и продолжение доклада изложено на страницах, которые Эсно-Пельтри не счел нужным передавать генералу Феррье (см. комм. [1] к настоящей работе).

Г. Оберт

Ракета в космическое пространство

[1] *С. 424.* Книга Оберта «Die Rakete zu den Planetenräumen» впервые была опубликована в Мюнхене в 1923 г., вызвала большой интерес и оказала существенное влияние на развитие исследований в области ракетно-космической техники. В 1925 г. вышло второе издание этой работы, в 1929 г.— третье, значительно переработанное и расширенное издание, которое, по существу, являлось новой книгой, получившей название «Wege zur Raumschiffahrt»

(«Пути осуществления космического полета»). В данном сборнике работа публикуется в переводе с издания 1923 г. Перевод выполнен В. Н. Денисовым и И. В. Курбатовым.

[2] *С. 426.* R автор обозначает ту часть силы тяги P двигателя, которая создает ускорение аппарата, т. е. R — эффективная тяга, при вертикальном подъеме, поскольку G — вес ракеты.

[3] *С. 429.* Автор здесь и далее записывает $d\overline{v}$; мы оставляем dv.

[4] *С. 430.* Объяснения, данные ниже, неточны; в современных курсах аэродинамики этот вопрос исследован и объяснен точнее.

[5] *С. 431.* Это неточно; при сверхзвуковой скорости возникает скачок, связанный с потерями, вследствие чего давление за скачком ниже идеального без потерь.

[6] *С. 434.* Это уравнение получено К. Э. Циолковским в 1903 г. для случая, когда нет сопротивления среды и силы притяжения.

[7] *С. 434, 438.* Так в подлиннике.

[8] *С. 435.* Точнее 6,38774. При тех допущениях, которые сделаны, такое число знаков после запятой не оправдано.

[9] *С. 435.* Опечатка в подлиннике.

[10] *С. 440.* Сужение (критическое сечение) сопла само по себе не может привести к увеличению давления, температуры и времени пребывания топлива в камере.

[11] *С. 441.* Здесь страницы указаны для немецкого издания книги Цейнера.

[12] *С. 442.* Для расчетного сопла уменьшение давления среды за соплом не может привести к отрыву газа от стенок; это возможно лишь при увеличении давления за соплом.

[13] *С. 442.* Для расчетного сопла уменьшение β при неизменном давлении в камере сгорания не может привести к увеличению расхода газа.

[14] *С. 443.* С увеличением давления эффект диссоциации уменьшается, но это влияние давления сравнительно невелико.

[15] *С. 446.* Заменяя ускорение g ускорением силы тяжести на уровне Земли g_0, следовало написать $g = g_0 \cdot r^2/(r + h)^2$, как пишет сам автор; однако здесь дана замена $g = g_0 \cdot r^2/h^2$. Если считать, что автор принимает радиус Земли $r = h_0$, а величины h_1 и h_2 отсчитывает от центра Земли, тогда формула (15) верна при дополнительном условии, что в ней нужно писать g_0 вместо g — тем более, что в формуле (16) сам автор пишет g_0 при h_0.

[16] *С. 449.* Термином Andruck автор определяет нагрузку на тело, вызванную ускорением под действием силы притяжения, силы инерции и т. д. Эта величина, как говорится ниже, имеет размерность ускорения; поэтому мы сохранили здесь термин «опорное ускорение», как это было принято в русском переводе книги Г. Оберта 1929 г., изданной Оборонгизом в 1948 г.

[17] *С. 454.* Величины 38,2 и 16,1 получаются из таблицы для $t - t_0$ при $\overline{v}$ соответственно 3000 и 800 м/с.

[18] *С. 454.* В подлиннике при нумерации рисунков автором пропущен рис. 14.

[19] *С. 457.* С этим нельзя согласиться, так как произведение $p_0 V_0$ зависит как от удельного объема V_0, так и от величины давления p_0.

[20] *С. 458.* Точнее не $p_0 dF$, а $\int_0^F p_0\, dF$.

[21] *С. 458.* Здесь непонятна мысль автора. По его мнению получается, что сопротивление стабилизаторов (ребер) W больше того вклада в тягу, который дает расширяющаяся часть сопла. Это возможно лишь в особом, частном случае, в плотных слоях атмосферы при большой скорости ракеты при малой степени расширения сопла.

В действительности вклад в величину тяги от расширяющейся части сопла значителен, а сама сила тяги P больше $L + R + G$.

[22] *С. 459.* Идея запуска ракеты на высоте для уменьшения ее размеров и веса является в принципе правильной. В частности, в послевоенные годы

одна из ранних американских ракет запускалась на высоту с воздушного шара, через который она прорывалась после запуска двигателей. Практически эта идея не получила применения. Значительно более важной является идея запуска ракет с орбитальных станций; это позволит существенно уменьшить массу ракеты на заданную полезную нагрузку.

[23] *С. 460*. В современных ЖРД, при больших значениях расходонапряженности, основная задача процесса не в увеличении длительности пребывания топлива в камере, а в достижении высокой скорости и полноты реакции.

[24] *С. 465*. Этот вес водородной ракеты даже при ограничении ее задач представляется заниженным.

[25] *С. 465*. Соображения Г. Оберта о выборе материала в настоящее время не представляют технического интереса, но в свое время идеи автора были передовыми.

[26] *С. 465*. Под распылителями автор понимает головку двигателя с форсунками (см. рис. 60 в конце работы).

[27] *С. 470*. Стенка и части Q и R показаны на рис. 59 (см. в конце работы); там же показаны стабилизаторы W и оси X, о которых автор пишет ниже.

[28] *С. 471*. Маловероятно, чтобы стабилизаторы смогли выполнить роль парашюта при посадке аппарата на Землю; во всяком случае такая схема не получила практического применения.

[29] *С. 474*. Это условие не обязательно. В современных ракетах-носителях (например, «Сатурн-5») водородно-кислородные двигатели устанавливаются на второй и третьей ступенях ракет.

[30] *С. 475*. Многие технические подробности в устройстве спиртовой и водородной ракет, в частности вопрос об охлаждении парашюта льдом, в свое время могли представить интерес; теперь конструкция ракет, конечно, существенно усовершенствовалась.

[31] *С. 481*. Из-за неполного использования топлива уменьшается температура газов в камере, что и ведет к снижению скорости истечения из сопла.

[32] *С. 481*. Хотя с увеличением давления температура кипения жидкости растет, но скрытая теплота парообразования уменьшается; в итоге тепло, необходимое для испарения, уменьшается.

[33] *С. 481*. Увеличение давления в камере, рекомендуемое автором, целесообразно главным образом для увеличения удельного импульса. Доводы в пользу повышения давления в камере в п. 3 (особенно вопрос о скорости газов в камере и увлечении жидкости) не имеют существенного значения; главное — смешение компонентов и обеспечение полного сгорания на коротком участке около головки, что сейчас успешно достигается.

[34] *С. 482*. Отметим, что автор уже в 1923 г. изложил совершенно верную оценку непригодности поршневых насосов для ракетных двигателей; практическое применение в дальнейшем получили высокооборотные центробежные насосы для подачи компонентов топлива в камеры сгорания.

[35] *С. 483*. Соображения автора о конструкции, способе старта и др. в настоящее время потеряли свое значение.

[36] *С. 486*. Это справедливо при постоянном ускорении от силы земного притяжения, для простоты принимаемом равным 10 м/с^2.

[37] *С. 489*. Для такого категорического утверждения о полной безопасности невесомости для организма человека оснований нет.

[38] *С. 489*. В настоящее время медико-биологические исследования в лабораторных условиях и в космическом полете продвинулись далеко вперед и хотя еще не все решено, тем не менее многие вопросы всесторонне освещены в специальных работах.

[39] *С. 495*. Канава G на рис. 52 видна отчетливо, но автором не обозначена.

[40] *С. 496*. На рис. 53 автор показывает в обеих ступенях ракеты большое число сопел малого диаметра вместо одного или нескольких сопел большого диаметра. Действительно, геометрическое подобие в случае сопел малого диаметра существенно уменьшает длину сопла и двигателя. Такие перегородки с большим числом сопел малого диаметра в первые годы после второй мировой войны пытались применить в аэродинамических трубах; но это на практике не получило развития, так как сопло большого диаметра можно вы-

полнить с большей точностью и гладкостью. А в ракетном двигателе, кроме того, нужно иметь еще в виду увеличение тепловых потерь, поскольку сопла требуют охлаждения.

[41] *С. 497.* Автор здесь весьма оптимистичен и упрощает дело. Опасность взрыва может возникнуть и на старте, и на любой стадии полета.

[42] *С. 50).* Идея повторного использования ступеней ракеты, обусловленная экономическими соображениями, является правильной и в настоящее время привлекает внимание специалистов.

[43] *С. 501.* Поддержание внутри пилотируемого космического корабля нужных величин температуры и давления, а также определенного состава воздуха (или чистого кислорода) в настоящее время достигается имеющимися на борту средствами жизнеобеспечения.

[44] *С. 504.* На предыдущих страницах и дальше по тексту Г. Оберт достаточно подробно показал, что может дать человечеству ракета, отправляющаяся в космос с наблюдателями и аппаратурой. Эти страницы заслуживают внимания, хотя многое уже сделано к настоящему времени. Мы уже обращали внимание (см. комм. 42) на практическую целесообразность повторного использования ступеней ракет; здесь совершенно правильно ставится вопрос об орбитальных станциях и о связи с ними с помощью специальных аппаратов, которые находятся в стадии разработки и получили наименование космических аппаратов многократного пользования (КАМП).

[45] *С. 505.* Эта сумма явно занижена; все остальные расходы, указанные в § 17, носят, конечно, качественный характер.

Электрический космический корабль

[1] *С. 511.* Публикуемый материал представляет собой 22-ю главу книги Г. Оберта «Wege zur Raumschiffahrt», изданной в Мюнхене в 1929 г. В 1948 г. книга была издана на русском языке под названием «Пути осуществления космического полета», однако в сокращенном виде, причем глава 22 была полностью опущена.

В данном издании она впервые публикуется на русском языке. Хотя эта глава не представляет в настоящее время практического интереса, она приводится для полноты представления об идеях, которые привлекали внимание автора. Пер. с нем. В. Державина.

[2] *С. 511.* Нумерация формул дается по изданию 1929 г. Формула (6) имеет следующий вид:

$$m_0/m_1 = e^{v_x/c}.$$

[3] *С. 512.* Электроны в атоме несут всегда отрицательный заряд. Положительный заряд частица может получить в результате превращения протона в нейтрон, когда в ядре атома имеется избыток протонов.

[4] *С. 513.* Правильнее называть не α-лучи, а α-частицы. Скорость их, по современным данным, меньше указанной автором.

[5] *С. 513.* Правильнее назвать β-частицы. Их скорость различна, но наибольшая скорость меньше указанной автором и соответствует энергии 10 МэВ.

[6] *С. 514.* Данная схема использования солнечного излучения для приведения в движение космических аппаратов до настоящего времени не применяется.

[7] *С. 514.* Получение реактивной силы с помощью пучка электронов невыгодно из-за их малой массы.

[8] *С. 514.* В работах Ф. Улинского, опубликованных в 1920—1927 гг. (*lUinski F.* Das Problem der Weltraumfahrt.— «Der Flug». Wien, Sonderausgabe. Dezember 1920, S. 113—124 и др.), была высказана идея создания космического корабля, приводимого в движение за счет реакции отбрасываемых электронов. Работы содержали ряд неверных положений и были подвергнуты критике в печати.

[9] *С. 520.* Под dm автор подразумевает элементарную массу, истекающую из электродвигателя.

[10] *С. 522.* Обозначения формул (*а*) и (*б*) даны нами для удобства читателя. Подставляя значение $dm/dt \cdot c = 0{,}05 \cdot dv/dt$ в формулу (*в*), автор получает выражения для dv/dt.

В. Гоман

Возможность достижения небесных тел

[1] *С. 526.* Работа Гомана «Die Erreichbarkeit der Himmelskörper» была впервые опубликована в Мюнхене в 1925 г., однако исследования этой проблемы автор начал, как он указывает в предисловии к своей книге, примерно в 1914—1915 гг. В данном сборнике работа приводится в переводе с немецкого издания 1925 г. Пер. с нем. выполнен В. С. Фроловым.

[2] *С. 527.* Применение сужающего сопла для ракетного двигателя не оправдано. Еще К. Э. Циолковский и позже Р. Годдард и Г. Оберт показали необходимость использования сопла Лаваля.

[3] *С. 528.* Под «отбрасываемой», «излучаемой», а также «расходуемой» и «рабочей» массой понимается масса рабочего тела, истекающего из камеры двигателя со скоростью *с*.

[4] *С. 540.* Книга К. Лассвитца представляет собой фантастический роман, изданный в 1897 г.

[5] *С. 546.* Величина $w = 640$ взята из табл. 4 для высоты $h - y = 75$ км.

[6] *С. 554.* Так в оригинале.

[7] *С. 560.* Автор применяет здесь термин «парашют», хотя ранее он употреблял термин «тормозная поверхность».

[8] *С. 576.* Здесь, по-видимому, опечатка, так как $6 \cdot 80 = 480$. Не исправлено, так как все весовые расчеты имеют качественный характер.

[9] *С. 596.* Здесь нами опущена промежуточная запись, уже приведенная в предыдущем выражении для G_0.

[10] *С. 599.* Посадка пилотируемого аппарата на поверхность Венеры, как установлено теперь, представляет весьма сложную проблему, так как температуры и давления вблизи Венеры и на ее поверхности чрезвычайно велики.

[11] *С. 599.* Имеется в виду свободный полет в космическом пространстве.

[12] *С. 605.* Это мнение В. Гомана ошибочно, так как условия на Венере отличаются от условий на Земле не только высокой температурой и высоким давлением, но и чрезмерно высоким содержанием углекислого газа в атмосфере практически при полном отсутствии кислорода.

СОДЕРЖАНИЕ

РОБЕР ЭСНО-ПЕЛЬТРИ

ГЕРМАН ОБЕРТ

ВАЛЬТЕР ГОМАН

ПИОНЕРЫ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ
Избранные труды (1891—1938)
Гансвиндт, Годдард, Эсно-Пельтри, Оберт, Гоман

Утверждено к печати Институтом истории естествознания и техники Академии наук СССР

Редактор *В. К. Низковский* Художник *Л. А. Грибов*
Художественный редактор *В. Г. Ефимов* Технический редактор *Р. Г. Грузинова*
Корректор *В. А. Шварцер*

Сдано в набор 29/XI 1976 г. Подписано к печати 26/V 1977 г.
Формат 60×90¹/₁. Бумага типографская № 1. Усл. печ. л. 39,5. Уч.-изд. л. 39,3.
Тираж 3400. Тип. зак. 1514. Цена 4 р. 29 к.

Издательство «Наука» 117485, Москва В-485, Профсоюзная ул., д. 94а.
2-я типография издательства «Наука» 121099, Москва Г-99, Шубинский пер., 10

Опечатки

33	2 св.	веществ	веществ.
36	3 сн.	фут/фунт	футофунт
37	4—5 св.	пороха и стекающего	пороха, истекающего
60	5 сн.	ускорением (a вместо	ускорением a (вместо
68	1 сн.	вечения	сечения
68	3 сн.	лыше	выше
68	4 сн.	ряться	ляться
68	5 сн.	савной	равной
23	табл., 4 кол.	0,0025	0,000025
23	табл. 4 (сноска)	фт/с^2	м/с^2
24	табл., 3 кол. сл., 3 св.	900	800
31	15 сн.	реакции	ракет
60	12 св.	$g/[1+(y/a)^2]$	$g/[(1+y/a)^2]$
78	18 св.	227	229
01	17 св.	363	36